

I N Y E L

=====

PROYECTO FIN DE ESTUDIOS DE LA
ESCUELA TECNICA SUPERIOR DE INGENIEROS AERONAUTICOS


CATEDRA DE MISILES Y VEHICULOS ESPACIALES

J U N I O 1 9 7 5

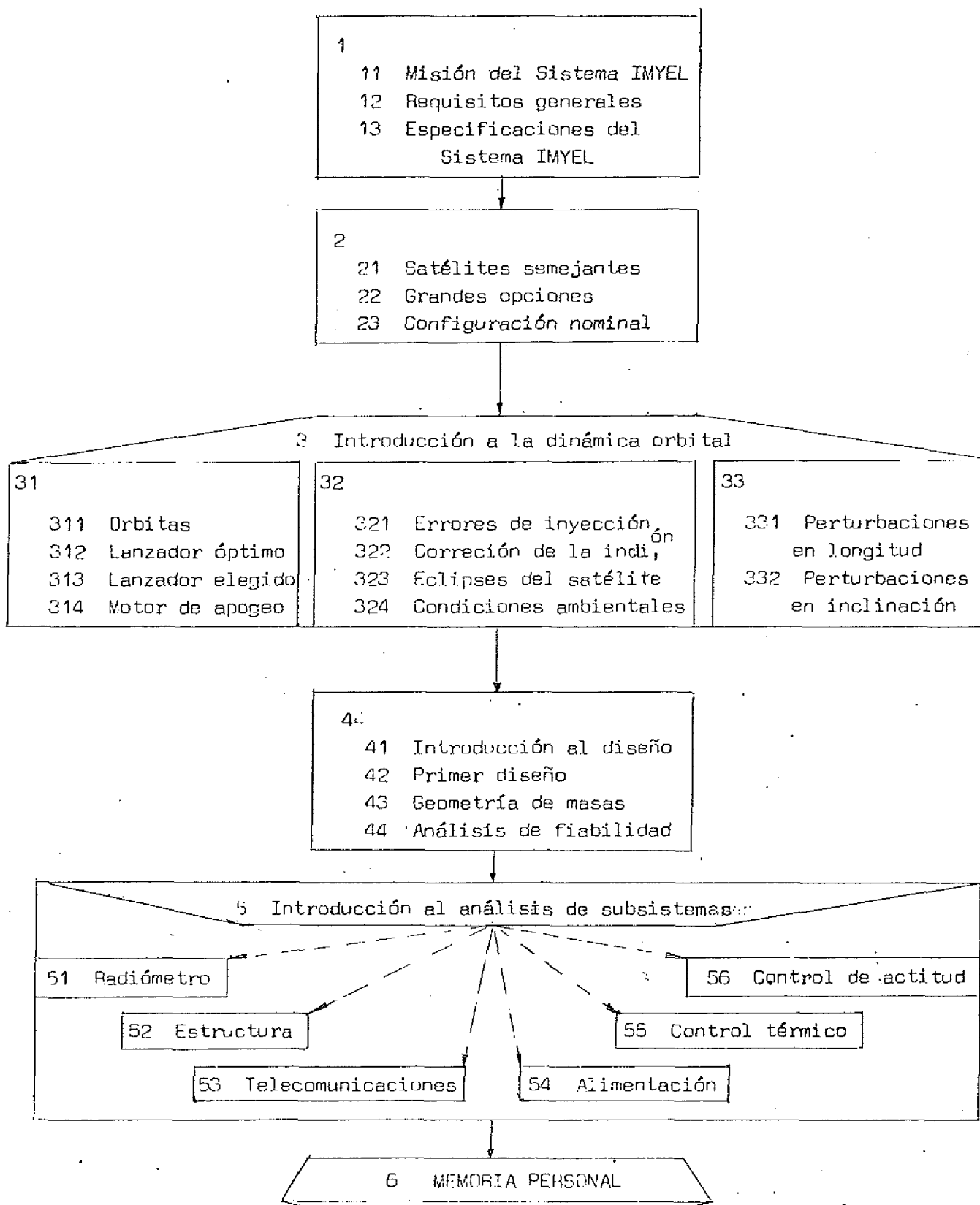
Realizado por :

ISIDORO MARTINEZ HERRANZ

=====

PROYECTO DE 14782 
N.º de tomos: tres Presentado el 2-7-75
Alumnos: Isidoro Martinez Herranz

de la 4ª (64) Promoción.
Enviado a Sr. Riego el 3-7-75
Pasa al Prof. Sr. _____ el _____
Id. Id. _____ el _____
Devuelto a Secretaría el 10-7-75
Certificado en fecha: 9-7-75 (9100)
Observaciones: _____



1. CONVENIENCIA DEL ESTUDIO DE LAS NUBES EN LA METEOROLOGIA.

Sólo un 5% de la superficie terrestre estaba cubierta por las observaciones meteorológicas antes de la aparición de los satélites como portadores de instrumentos de captación de las evoluciones de la atmósfera.

Los primeros satélites no llevaban ingenios fotográficos ni cámaras de TV, ni observadores humanos. Hoy día ya empieza a ser desbordante la cantidad de imágenes de que disponen los centros de meteorología.

Las fotografías de las nubes hacen posible el estudio de las características topográficas que dan lugar a las llamadas nubes orográficas, y a fenómenos especiales de enorme interés para la humanidad, como huracanes y, muy posiblemente, tornados, los cuales se revelan por su peculiar formación nubosa.

Estos estudios podrán, muy bien, suministrar información sobre el origen, crecimiento y evolución de sucesos tales como los ya mencionados, que permitan correlacionar sus propiedades (presión, temperatura, gradientes, torbellinos, etc.), a fin de poder efectuar predicciones muy fiables con márgenes aceptables de tiempo, objeto éste, primordial de la meteorología.

Los estudios meteorológicos desde gran altura serán, necesariamente, al menos en un principio, dependientes de la observación de los fenómenos nubosos, su tipo, su distribución, y movimientos, a fin de obtener información del tiempo en la superficie terrestre.

Hoy por hoy, "las nubes son la expresión más clara y directa de los procesos físicos que tienen lugar en la atmósfera". Hay una relación general entre la forma de la masa nubosa y su altura, y además, las nubes son signos visibles de gran definición para conocer el movimiento de las capas de aire. Las nubes, incluso, reflejan los cambios en las condiciones de humedad, presión, temperatura y composición del aire a diferentes niveles de altitud.

Verdaderamente es incommensurable la cantidad de información que puede obtenerse a partir de una toma de vistas (en varias longitudes de onda) de la cobertura nubosa, e incluso la simple vista de un experto meteorólogo, da lugar a un conocimiento bastante completo. Es realmente grata la lectura de artículos como los citados en la Bibliografía al final del capítulo.

Esperemos de la ciencia, que, tras una etapa de reconocimiento y predicción, (dentro de la cual se encuentra este proyecto), pueda pasarse a una actuación directa sobre los fenómenos meteorológicos, en provecho de la Humanidad.

CONTENIDO DE ESTE PROYECTO.

Esta obra contiene resultados y estudios llevados a cabo por el alumno, durante el Curso Académico 1974-75, sobre el proyecto teórico de la confección de un Satélite Geoestacionario de Información Meteorológica (IMYEL).

Se ha pretendido dar una visión detallada de las posibilidades, y hacer un estudio particular de la solución considerada como nominal o de trabajo, pero es preciso reconocer que no siempre se ha llegado a conseguir este propósito básico, y que el tiempo ha sido el elemento más crítico en este desarrollo. Es por esto, que las diferentes partes del proyecto se han redactado de una forma no homogénea, y así, ciertos subsistemas particularmente críticos, o ligados directamente con la misión del sistema, se han tratado con cierta profusión, quedando otros, que, por considerarlos como menos difíciles o más familiares, no han visto sus características más que sucintamente esbozadas en el curso de este análisis.

Se ha hecho hincapié en la justificación de la elección de los sistemas opcionales, dejando un poco en el aire el análisis detallado del sistema nominal elegido, con la idea de dar unas bases, unas ofertas de elección, más amplias, y más interesantes que el simple cálculo numérico de un ejercicio teórico más o menos complicado.

El contenido global queda detallado en el índice general de bloques que antecede a cada parte, y que consideramos muy intuitivo y simple, pero para un conocimiento más preciso de los temas aquí tratados, vease el índice detallado que figura al final de la obra.

En rasgos generales, se incluye

- un estudio de la misión trazada, y los requerimientos que lleva aparejados
- una descripción de los subsistemas que deberá comprender el satélite para satisfacerlos.
- una breve descripción de algún punto característico de otros satélites semejantes
- un estudio orbital en el que se incluye un pequeño estudio del vehículo lanzador

- una descripción de equipos, correspondiente a un prediseño de conjunto, con unas consideraciones sobre fiabilidad
- un análisis más profundo de los subsistemas integrantes del satélite

Se ha creído conveniente, por razones pedagógicas, incluir una breve Memoria Personal como colofón, por razones de esta obra, la cual no tiene otro objetivo que el dar una sincera opinión, muy subjetiva, sobre el trabajo llevado a cabo y las circunstancias que lo enmarcaron.

MADRID. JUNIO. 1975



SISTEMA DE UNIDADES.

Con decir que este proyecta intenta estar incluido en las normas y procedimientos de la Agencia Espacial Europea, poco queda que añadir a este punto.

Desgraciadamente para toda la ciencia, mucho más hay que añadir. Por culpa del viejo tradicionalismo autárquico de ciertos países, por falta de coordinación científica en una materia tan delicada y trascendental, nos hemos visto obligados a mentalizarnos con media docena de sistemas de unidades que, en los casos más "llamativos", no llegan a ser ni siquiera coherentes.

Realmente ha sido un verdadero castigo tener que conllevar sistemas diferentes, anacrónicos, y, con la mayor sinceridad, deseamos que para las generaciones futuras todo esto no sea más que un caso histórico que les sirva de aviso.

Ha llegado a tal punto la malformación a este respecto, que incluso en las obras de la ESRO, donde es norma obligada la utilización exclusiva del Sistema Internacional de Unidades, es corriente encontrar una mezcla de unidades, perniciosamente influenciada por la literatura anglosajona, donde reina el más espantoso desconcierto.

Contribuyen a esta falta de unidad en una cosa que debiera ser tan unánime como las unidades, los Organismos Docentes (que cabría criticar exhaustivamente) donde se imparten enseñanzas que van, desde definir, valga de ejemplo:

$$\text{impulso específico} = \frac{\text{fuerza de empuje}}{\text{gasto másico de propulsante}} \quad \text{y medirlo en "segundos"}$$

(una de las malformaciones más usuales en la técnica aeroespacial), hasta medir presiones en milímetros de mercurio (que parece "tan natural y lógico") pasando por toda la terminología anglosajona que evitamos mencionar siquiera.

Con todo este trabalenguas, a costa de sacrificar incontables horas de estudio, sólo se ha conseguido una cosa: imposibilitar a los técnicos de un conocimiento estimativo de valores más o menos comunes, que convendría siem-

pre tener in mentis para facilitar la ardua tarea del prediseño.

No vamos a transcribir aquí la lista de unidades utilizadas. Se trata, por supuesto, del Sistema Internacional de Unidades (S.I.), ver, por ejemplo:

"S. I. Units" ESTEC International Instruction E II-23/1 April 1974

Salvo algunas modificaciones, coincide con el antiguo sistema Giorgi (MKS) lo que ha supuesto una más fácil adaptación.

No queremos decir que este sea el mejor sistema de unidades, el óptimo, el único; sino que era necesaria una unificación, una legislación y una simplificación del actual maremagnum existente, y muy bien puede ser ésta la solución.

Así y todo, si se nos permite una crítica particular a este respecto, señalaremos dos defectos:

- la retención de múltiplos y submúltiplos, cuyo uso hemos evitado en todo lo posible porque lo consideramos innecesario, anacrónico, y lo que es peor, puede conducir a crasos errores.

- la retención, dentro de las unidades auxiliares, de la medida de ángulos en radianes y estereorradianes, siendo así que la intuición muestra que sería más lógico medirlos en la forma siguiente:

$$\begin{aligned} \text{ángulo plano} &= \text{porción de plano} = \frac{\text{arco}}{2.\pi.R} \\ \text{ángulo sólido} &= \text{porción de espacio} = \frac{\text{área interceptada en una esfera}}{4.\pi.R^2} \end{aligned}$$

Con esta notación, ni habría que distinguir entre frecuencia y pulsación, ni existirían tantas formas diferentes de expresar la velocidad angular, se simplificarían los estudios de radiación tridimensional, etc.

De todas formas, y pese a la insistencia con que recomendamos el uso de un único sistema de unidades, nosotros mismos no hemos resistido la tentación de mantener algunos viejos símbolos, como puede ser (al hablar de longitudes de onda) hacer las anotaciones en micras sin ni siquiera poner micrómetros. Sinceramente pensamos que no valía la pena haber mantenido estos vestigios y si en nuestra mano estuviera pondríamos estrictamente todo en unidades S. I. Tras un par de lecturas, tan sencillo es hacerse a la idea, de por ejemplo, el margen de longitudes de onda de la ventana atmosférica en la forma 10,75 a 12,75 μ que (10,75 a 12,75) $\cdot 10^{-6}$ m.

I N D I C E

- 1 CONVENIENCIA DEL ESTUDIO DE LAS NUBES EN LA METEOROLOGIA
- 1.1 MISION DEL SISTEMA IMYEL
 - 1.1.1 Introducción
 - 1.1.2 Objetivos
 - 1.1.3 Misiones
- 1.2 REQUISITOS GENERALES
- 1.3 ESPECIFICACIONES PARA EL SISTEMA IMYEL
 - 1.3.1 Especificaciones orbitales
 - 1.3.2 Especificaciones de imagen
 - 1.3.3 Especificaciones de la geometría de la imagen
 - 1.3.3.1 Requisitos que la geometría de imagen impone al control de actitud y de órbita
 - 1.3.4 Especificaciones de la transmisión de datos
 - 1.3.5 Especificaciones de la recogida de datos
- 1.4 BIBLIOGRAFIA

MISION

1.1.1. Introducción.

La Organización Mundial de Meteorología (W.M.O.) recomendó a las agencias espaciales gubernamentales, la conveniencia de disponer de un sistema de cobertura total de la superficie terrestre, encareciendo el desarrollo de satélites geoestacionarios de televisión, que, completados con un par de satélites cercanos en órbita polar,, ofrecería una cobertura al 100 % de la atmósfera terrestre (Global Atmospheria Research Program, GARP).

Los satélites polares estarían a una altura de unos 800 km, en oposición de fase, suministrando imágenes cada 45 minutos, dotados de una pequeña cámara TV de tubo vidicón, no teniendo apenas complicación, con lo que en total serían de unos 50 kg de masa, con baterías Ni-Cd y paneles solares que suministrarán una potencia de unos 30 W.

En cambio, los satélites ecuatoriales geoestacionarios, presentan unos problemas mucho mayores, y, puesto que cubren el 90 % de la tierra (ya sea con 4 unidades a 90° como el sistema METEOSAT francés, o simplemente con tres satélites a 120° como es nuestro caso), han centrado sobre ellos el interés mundial, desarrollándose en todas las agencias espaciales, programas encaminadas a la creación de satélites geoestacionarios de información meteorológica, (SMS en USA, Météosat en Europa, etc), los cuales han servido de base para la confección del proyecto IMYEL.

Una red mundial de observación meteorológica por satélites era necesaria por dos motivos fundamentales:

- el creciente aumento de la altura de vuelo de las aeronaves impone un conocimiento exacto y constante de las condiciones meteorológicas en la alta atmósfera, la cual es difícil de obtener si no es con ayuda de satélites.
- el reducido espacio que controlan las estaciones terrestre de meteorología impone la creación de un sistema de gran cobertura, siendo el más económico el hecho por medio de satélite.

Históricamente, la primera imagen en que se mostraban las formaciones nubosas sobre un área extensa, fue obtenida por cámara de TV en la ojiva de un cohete, allá por los años 40. En 1960, el 1 de Abril, fue lanzado el primer satélite meteorológico, el Tiros I. Desde entonces se han lanzado varias decenas de satélites con fines meteorológicos, y se ha convertido en rutinario el uso de fotografías, por ellos suministradas, en las predicciones del tiempo de cualquier servicio meteorológico.

1.1.2. Objetivos.

Los objetivos meteorológicos del sistema IMYEL serán:

- establecer, sobre el área cubierta por cada satélite, un mapa de temperaturas con una desviación standard de 1 K a 290 K, y una resolución espacial efectiva de unos 5 o 7 km.
- determinar, por medio de una permanente observación de las nubes, usadas como trazadores, el vector velocidad del viento con una precisión comprendida entre $\pm 3 \text{ ms}^{-1}$
- recibir datos e imágenes desde tierra y distribuirlos de una manera compatible con los sistemas que usan ya otros organismos (SMS, Météosat, etc) a los Servicios Mundiales de Meteorología (World Weather Services) de Moscow, Washington y Melbourne, y a las Centrales Regionales de Meteorología.

1.1.3. Misiones

El sistema IMYEL no es un sistema operacional propiamente dicho, sino que pretende servir de sistema experimental, con la idea de comprobar las características más ventajosas de todos los proyectos similares, y, de una manera global disponer de un sistema completamente operacional a escala mundial para 1980.

Las misiones básicas que se pretenden realizar son:

Misión 1: Toma de imágenes.

La principal misión del satélite es la obtención de imágenes de la cobertura nubosa en las regiones visible e infrarroja del espectro electromagnético, con una resolución de unos 5 km. Los datos correspondientes son transmitidos, en tiempo real, a la tierra, para la utilización inmediata por un computador o para su visualización directa.

Cada imagen consiste en 2048 líneas, y se tarda un cuarto de hora en el barrido útil, quedando dispuesto el radiómetro para otra nueva toma de imagen cada 30 minutos.

La transmisión a tierra se hace normalmente mediante un transmisor de baja potencia a bordo, requiriendo para la recepción una estación central equipada con una antena de gran diámetro (12 m).

A ciertas horas del día, la retrasmisión de imágenes es efectuada en alta potencia con objeto de permitir su recepción por estaciones principales de un diámetro de antena de 4,5 m teniendo apuntado al satélite con un ángulo sobre el horizonte superior a 10° .

Como la calidad de la imagen depende estrechamente de los movimientos del satélite, en caso de no lograrse una estabilización precisa, sería necesaria la utilización de un computador de corrección y tratamiento de imagen para obtener toda la resolución requerida.

Las imágenes tomadas en radiación visible serán muy nítidas, pero con el inconveniente de que sólo se verá la parte iluminada por el sol, así que en promedio sólo será utilizable un 50 % de imagen. En cambio, las imágenes tomadas en infrarrojo nos proporcionarán una cobertura continua y completa, utilizándose al 100 % la imagen.

Misión 2: Distribución de información.

La segunda misión en importancia es la de distribuir desde la estación central, vía satélite, diferentes tipos de información meteorológica. Así, pueden retransmitirse las imágenes de gran resolución tomadas en la misión 1, en diferido, (una vez procesadas por computador), usando el satélite como repetidor de telecomunicaciones, hacia las estaciones principales.

Este canal de retrasmisión es también compatible con la modulación WEFAX standard, lo que hace posible la transmisión de imágenes de poca resolución, de unas 800 líneas, sin medios tonos, hacia las estaciones locales que serán las estaciones ATP ya existentes, incorporándoles ^{receptores} en banda S.

Misión 3: Recogida de datos.

Se ha planeado utilizar también el satélite como relé entre la estación central y las plataformas de recogida de datos diseminadas bajo el área cubierta por el satélite, que lo vean con una elevación sobre el horizonte superior a 10° . Las plataformas de recogida de datos pueden ser bayas meteorológicas, globos sonda, barcos, o estaciones terrestres automáticas. Estas estaciones pueden clasificarse en tres grupos correspondientes a los tres tipos de enlaces diferentes: unas estaciones pueden enviar mensajes de alerta en momentos inesperados, tras cuya recepción la estación central transmite un mensaje de interrogación a la estación que ha dado la alerta en orden a obtener una información precisa de localización. Otras estaciones transmitirán sólo si se les pregunta, y la mayoría de las estaciones (el tercer grupo), emitirán espontáneamente y a determinados instantes conocidos de antemano, las señales captadas.

Se considera que el sistema será capaz de atender a unas 4000 plataformas.

Calbría, además, añadir como misión importantísima del satélite la de su estabilidad (control de actitud y órbita), misión esencial para un satélite geostacionario que debe efectuar una toma de imagen de la tierra de gran resolución, pero esta misión no es propia o específica del sistema IMYEL, y no se considera como tal en este apartado.

1.2. REQUISITOS GENERALES.

Un estudio de un sistema tan complicado y costoso como sería el IMYEL, debe, necesariamente, tener en cuenta dentro de qué contexto general va a ser incluido. Si a cada nuevo proyecto se modificara todo, se usarán nuevos enlaces, distintos sistemas de telecomunicación, se necesitará un nuevo vehículo lanzador, unas nuevas estaciones de seguimiento, etc, etc, jamás se emprenderían proyectos de esta clase. Es pues necesario acomodarse en todo lo posible a las disponibilidades existentes eligiendo, eso sí, las que se crean más convenientes, pero no olvidando que el desarrollo de nuevos equipos y nuevos componentes, además de tiempo, requiere un aumento presupuestario considerable.

Las principales imposiciones tomadas en consideración han sido:

- permitir el uso, dentro de lo posible, de la red de estaciones de la Agencia Espacial Europea (ESA, anteriormente ESRO), y de la CNES francesa, en cuyo marco se considera realizado el proyecto.
- asegurar una cierta compatibilidad entre el sistema IMYEL y los sistemas semejantes creados anteriormente, ya que todos tienden a un mismo fin y hasta puede preverse su utilización conjunta.
- usar en la medida de lo posible, equipos y componentes ya desarrollados o previstos como utilizables en un futuro inmediato, con garantías de fiabilidad, o bien nuevos diseños que no requieran unos estudios muy profundos.
- utilizar, a ser posible, tecnología y material europeo, con vistas a promocionar el desarrollo propio de nuestra industria.
- hacer que el satélite sea compatible con el lanzador Thor-Delta 2914, ya que la capacidad del vehículo Europa II para órbitas geoestacionarias es insuficiente. En el desarrollo del lanzador ARIAN, entrará dentro de lo posible, la puesta en órbita de dos satélites del tipo IMYEL a la vez.
- mantener el costo total del proyecto, dentro de los límites razonables aprobados en el presupuesto.
- respetar los convenios internacionales de utilización de frecuencias de radio, normas de seguridad pública, etc.

1.3.1. ESPECIFICACIONES DEL SISTEMA INTEL.

En este apartado se va a determinar las características que deberá tener el satélite en cuanto a su actuación y en cuanto a su posicionamiento.

1.3.1. Especificaciones orbitales.

El satélite debe ser geoestacionario, es decir, situado en una órbita ecuatorial circular de "24 horas" de periodo.

Su posición será fijada de acuerdo con los demás países participantes en el GARP. Se hará un estudio de la mejor posición de la tríada de unidades que darían la cobertura completa en el estudio de dinámica orbital, pero en el resto del proyecto, se supondrá que el primer satélite (el único estudiado), se situará a 15° longitud Este, centrado sobre Europa y Africa.

Deberá preverse la posibilidad de cambio de posición para sustituir a otro en caso de fallo de este último, como maniobra a ejecutar si se llevara a cabo un sistema operacionalmente fiable.

1.3.2. Especificaciones de la imagen.

Existe un gran número de requerimientos para la toma de vistas en los diferentes canales en que se ha previsto vaya a trabajar el radiómetro;

Canal infrarrojo	10,75—12,75 μ	
Canal gris	3,5 — 8	"
Canal rojo	6,5 — 8	"
Canal amarillo	5 — 6,5	"
Canal azul	3,5 — 5	"

- la resolución efectiva de la imagen en el nadir del satélite (perpendicular) debe ser de unos 5 km, es decir, debe ser posible detectar en la imagen una frecuencia espacial de una longitud de onda de unos 10 km en las direcciones Norte-Sur y Este-Oeste con la precisión radiométrica requerida.
- Deberá ser posible tomar una imagen de la tierra cada media hora.
- el barrido de la imagen será siempre en dirección Oeste-Este, y el salto de una línea a otra, en dirección Norte-Sur.
- sería deseable que se pudiesen determinar las coordenadas geográficas del

centrocentro de cada punto de la imagen con una incertidumbre absoluta cuya desviación típica fuese menor de 3 km, sobre un área central del disco de la tierra visto desde el satélite dentro de un ángulo de unos 15° .

- en la misma imagen, en el entorno de un punto, la localización de los puntos adyacentes se podrá hacer con una precisión mejor de 2 km en relación con la del punto central.
- el número de imágenes debe poder ser de 48 por día (funcionamiento continuo), aunque en principio se piensa limitar este valor a dos series de cinco imágenes consecutivas, más una imagen cada hora, lo que representa un total de 28 imágenes por día. Todas las imágenes aceptables serán archivadas y almacenadas.
- sería recomendable no limitar el funcionamiento del satélite, al menos de toma de imagen y su envío en baja potencia, en ningún momento, por lo que las baterías deberán suministrar esa energía durante e inmediatamente después de los eclipses.
- la gama de infrarrojos será la correspondiente a la ventana atmosférica (10,75 a 12,75 μ).
- la precisión radiométrica de los datos recibidos en tierra en el canal infrarrojo deberán permitir evaluar absolutamente la temperatura de radiación de cada punto con una precisión de ± 1 K a 290 K ($\approx 1\%$). La corrección de esta temperatura observada, a partir de la absorción y transmisión atmosféricas para deducir las temperaturas propias de las superficies es ya tarea del usuario.
- el margen dinámico de medidas del canal infrarrojo corresponderá a unas temperaturas desde 0 a 320 K, codificadas linealmente.
- el nivel de iluminación de los canales visibles será codificado con 5 bits de resolución, lo que permitirá la diferenciación de 32 intensidades distintas. Estos 32 niveles corresponderán a una división lineal del voltaje suministrado por los fotodetectores. Este voltaje es proporcional a la potencia luminica recibida, y el valor más alto deberá corresponder a una potencia superior en un 10 % a la de un punto de la tierra cuyo albedo aparente fuese 1.

1.3.3. Especificaciones de la geometría de la imagen.

Es conveniente que en la recepción de la imagen por estaciones principales y locales que no están dotadas del complejo equipo de tratamiento de la imagen, pueda establecerse una correspondencia precisa entre los parámetros de un punto medido por el sistema IMYEL (número de línea y número del punto en la línea), y las dos coordenadas geográficas del punto de la tierra.

La única corrección que se admite es una simple traslación, o giro de toda la imagen, que pueda ser realizada manualmente por el operador.

Esta corrección no será seguramente suficiente para eliminar todos los defectos geométricos que provienen de las tres causas de perturbación siguientes:

- satélite no exactamente estacionario, debido a un ajuste incorrecto de los parámetros orbitales (excentricidad, inclinación y periodo), y de su derivada bajo los efectos combinados del sol, la luna, y las irregularidades del potencial gravitatorio terrestre, principalmente. Estas imperfecciones y perturbaciones dan lugar a pequeños movimientos del punto traza del satélite, con un periodo de 24 horas. Si estos movimientos tienen una amplitud excesiva, introducen distorsiones apreciables en la geometría de la imagen.
- deficiencias en el control de actitud del satélite. Intervienen dos defectos de actitud, que se diferencian en su periodo: si el eje del satélite, en lugar de mantenerse paralelo a la línea Norte-Sur terrestre, forma con ella un cierto ángulo, el satélite describirá un movimiento cónico en relación al eje Norte-Sur. El efecto sobre la geometría de imagen no es muy importante para ángulos pequeños. Algunas perturbaciones pueden crear pequeños movimientos de nutación y de precesión, los cuales, si no se amortiguan convenientemente, van distorsionando la imagen cada vez más.
- trabajo defectuoso del equipo de barrido. Este es el más grave, pero un diseño preciso y una gran fiabilidad de actuación, harán que sea prácticamente el que menos incida en las distorsiones de la imagen.

1.3.3.1. Requisitos que la geometría de imagen impone al control de actitud y órbita.

Se consideran tres casos:

- a) A corto plazo, sobre unas 100 líneas, es conveniente que no haya distorsión de detalles, lo que implica que la "malla" del barrido efectivo tenga la misma forma que la malla teórica. Por tanto, se requiere que en el entorno de un punto, los puntos tomados deberán estar a una mínima distancia de su posición ideal.

Para ello, se especifica que la mutación sea menor de 5 "de arco", y que la sincronización del reloj que controla la velocidad del sistema de barrido sea tal que la separación entre dos líneas sucesivas del espacio objeto no varíe más de 10^{-5} radiones de su posición ideal.

- b) A medio plazo, se desea poder medir la velocidad de una nube por identificación de su situación en cinco imágenes consecutivas, con una precisión de unos 5 kilómetros por hora. Esto requiere que se pueda discernir en 10 km el desplazamiento de la nube en un tiempo de dos horas, lo cual condiciona una serie de parámetros:

- el eje \angle OZ del satélite no se desviará más de 1° de arco, de la dirección Norte-Sur
- la deriva longitudinal será menor de $0,1^{\circ}$ por día
- la excentricidad no será superior a 10^{-3}
- la inclinación de la órbita no superará $0,2^{\circ}$
- lo cual limita el número de correcciones a una por día para el control de actitud y una por mes para el control de órbita

- c) A largo plazo, se desea conocer con cierta precisión la posición geográfica exacta correspondiente a una tomo de imagen. La precisión requerida es del orden de algunas décadas de kilómetros.

En fin, todos estos requisitos parecen ser demasiado difíciles de cumplir, y, dejando un cierto margen de error, teniendo en cuenta que en la estación central habrá un centro de tratamiento de la imagen, se ha venido a retener los siguientes valores de los parámetros:

parámetros orbitales:

- excentricidad menor de 10^{-3}
- inclinación menor de $0,2^{\circ}$
- deriva Este-Oeste menor de $0,1^{\circ}$ por día
- plazo entre correcciones: un mes

parámetros de actitud;

nutación menor de 5" de arco

desviación del eje OX de la vertical menor de 1°

plazo entre correcciones: una semana

1.3.4. Especificaciones de la transmisión de datos:

- La distribución de documentos gráficos (en particular, imágenes de alta resolución), transmitidos por la estación central hacia las estaciones principales y locales, será hecha vía satélite, usando el mismo repetidor que el utilizado en la recogida de datos.
- es deseable que la distribución de imágenes de poca resolución sea efectuada en un formato idéntico al de los demás sistemas de distribución (WEFAX), en tanto en cuanto sea compatible con la toma de datos, puesto que deberá ser usada la misma antena a bordo del satélite.
- las imágenes tomadas por el satélite y transmitidas a la tierra, podrán ser recibidas por otras estaciones distintas de la central, como ya se ha indicado, así que, la imagen en su forma bruta (sin ningún tratamiento en tierra), deberá tener una calidad suficiente para ser directamente aprovechable por las estaciones principales y locales, lo cual implica que el movimiento del satélite no introduzca deformaciones importantes.

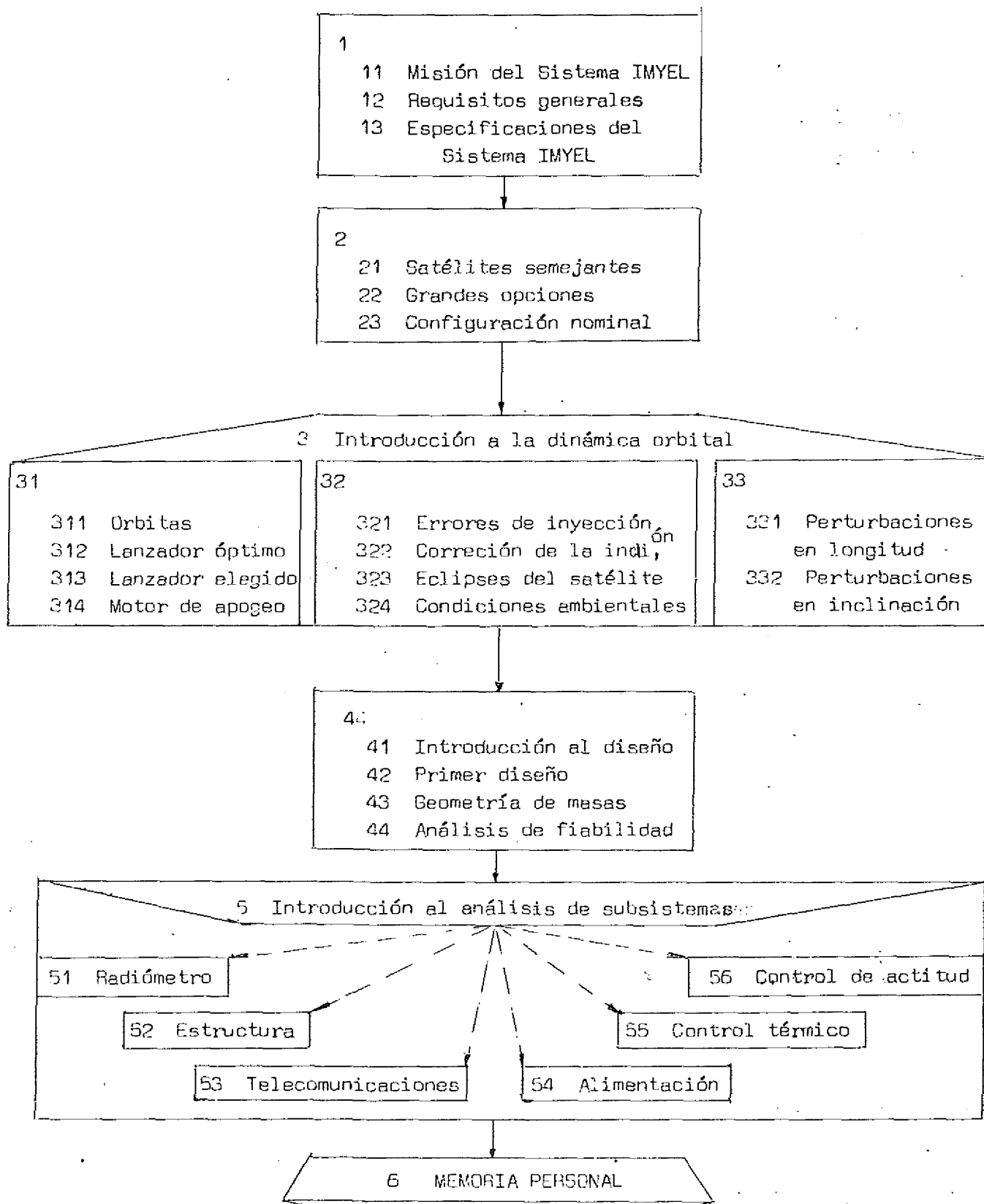
1.3.5. Especificaciones del sistema de recogida de datos.

- La recogida de datos desde estaciones automáticas o semiautomáticas, no incluirá la localización de dichas estaciones; el satélite sólo jugará el papel de repetidor, esto es, las señales se van emitiendo conforme se van recibiendo, cambiando tan sólo la frecuencia portadora de la señal.
- las frecuencias de transmisión y recepción del satélite será seleccionadas en la misma banda, de tal forma que una misma antena sea suficiente para ambas funciones. Será conveniente que el formato de los mensajes sea el mismo que en los otros sistemas de recogida de datos meteorológicos por satélites estacionarios (americano, europeo y japonés).
- el sistema de interrogación será, teóricamente, de tipo secuencial, llamando sucesivamente a cada una de las estaciones, desde la estación central, y contestando éstas, conforme van recibiendo su propia señal de

identificación. La frecuencia a usar estará comprendida en la banda de 1,7 GHz o en la banda de 400 MHz.

1.4. BIBLIOGRAFIA.

- 1.- L.F.Hubert and Berg. USA Monthly Weather Review, 83;-119 (1955).
- 2.- C.T.Holliday "The Earth as Seen from Outside the Atmosphere" in the Earth as a Planet. Chicago University Press. 1955.
- 3.- D.L.Growson "Cloud Observation from Rockets".Dull. Am. Meteor. Soc. 30: 17-22,1949
- 4.- J.H.Conover "Observation and Photographs of a Cold Front Made from an Airplane; Bull. Am. Meteor. Soc. 29: 313-318, 1948.
- 5.- S.H.Vollaston "Cloud Systems of a Winter Cyclone"; J. Meteor. 6,249-260, 1949.
- 6.- C.E.P.Brooks "Mean Cloudiness over the Earth"; Mem. Roy. Meteor. Soc. 1: 127-138, 1927
- 7.- METEOSAT. Chapitre 1 "Objectifs et Contraintes du Système". 2e Rapport Technique, Juin 1971
- 8.- "Synchronous Meteorological Spacecraft" Visible Infrared Spin Scan Radiometer" Advanced Scanners and Imaging Systems for Earth Observations. NASA-SP-335, 1973.
- 9.- J.A. van Allen. "Scientific Uses of Earth Satellites" The University of Michigan Press, 1958.



I N D I C E

2.1	SATELITES SEMEJANTES
2.1.1	SMS (Synchronous Meteorological Satellite)
2.1.2	Meteosat
2.2	GRANDES OPCIONES
2.2.1	Métodos de toma de imagen
2.2.1.1	Métodos de barrido
2.2.1.2	Métodos de detección y transmisión a tierra
2.2.2.	Retransmisión de los datos meteorológicos
2.2.3	Recogida de datos
2.2.4	Opción de computador a bordo del satélite
2.2.5	Estructura y motor de apogeo
2.3	CONFIGURACION NOMINAL
2.3.1	Puesta en órbita
2.3.2	Descripción del satélite
2.3.2.1	Subsistema de observación terrestre
2.3.2.2	Subsistema de telecomunicaciones
2.3.2.3	Vehículo
2.3.3	Descripción del equipo de tierra
2.4	BIBLIOGRAFIA

2.1. SATELITES SEMEJANTES.

Dentro de la, forzosamente limitada, lista de satélites semejantes, tan sólo se van a considerar aquellos que han pasado de la etapa de proyecto y se ha emprendido ya la construcción, conociéndose, que cumplan estas características, tan solo dos:

- el satélite SMS (Synchronous Meteorological Spacecraft) de la NASA en USA
- el satélite METEOSAT de la ESA (antes ESRO) en Europa.

Como avance, diremos que la diferencia esencial entre esos proyectos y el sistema IMYEL reside en el sistema de estabilización:

- el satélite IMYEL es estrictamente geoestacionario, (estabilizado en los 3 ejes), es decir, respecto a la tierra, no cambia ni la posición de su centro de gravedad, ni la de ningún otro punto del vehículo (idealmente, claro) con lo cual, al menos teóricamente, se disfruta por completo de la privilegiada situación respecto a tierra, aprovechando ventajosamente la antena y la cámara.

- los demás satélites están estabilizados inercialmente, en un eje (el eje Norte-Sur) respecto al cual giran a gran velocidad (100 rpm), lo que les conlleva al uso de antenas de alta ganancia contrarrotatorias por conmutación electrónica, y perdiendo la cámara sus posibilidades frente a un objeto (el disco terrestre), que, pudiendo estar quieto, se le obliga a "girar" a 100 r.p.m., con lo cual se ve pasar por delante (el objeto) 100 veces cada minuto, en lugar de tenerlo continuamente delante como en nuestro caso.

2.1.1. Synchronous Meteorological Spacecraft (SMS).

Este es un proyecto americano que se pensaba poner en órbita para estas fechas, pero que se ha retrasado un poco.

El SMS es un satélite geoestacionario estabilizado en rotación, con una vida operacional de 3 años.

La característica esencial de este satélite es su equipo integral de toma de imagen, el Visible Infrared Spin Scan Radiometer (VISSR), que pasamos a describir a continuación. Por lo demás, en la Figura 21 se muestran unos esquemas

de operacion.

El VISSR proporciona una resolución en la vertical, de 1 km en el canal visible y 8 km en infrarrojo. Como se apreciaba en la Figura 21, el barrido se hace como combinación del movimiento de giro del satélite, y la acción de cambio de inclinación de la óptica del radiómetro. Una línea barrida corresponde a la dirección Oeste-Este en la tierra, y se hace en una revolución del satélite, que gira a 100 rpm. La óptica sitúa el eje óptico en las sucesivas posiciones a lo largo de la dirección Norte-Sur, para completar el barrido del disco terrestre. Cada escalón que gira la óptica es de $1,92 \cdot 10^{-4}$ radianes, lo que corresponde a unos 7 km sobre la superficie terrestre, dejándose 1 km de solape entre cada línea.

La resolución de 860 m en la región visible se obtiene con ayuda de una fila de 8 detectores que dividen en 8 partes iguales la anchura de línea.

El disco terrestre se barre en dirección Norte-Sur, en escalones, en un margen de $\pm 10^\circ$ sobre el eje óptico, siempre de Norte a Sur. al final del cual, la óptica (espejo plano), retrocede a la posición de partida inicial a una velocidad aproximadamente 10 veces superior que la de barrido de imagen.

La instrumentación del VISSR permite los siguientes modos de operación del mecanismo de barrido;

- funcionamiento normal. Toma de imagen completa, cubriendo todo el disco terrestre con un encuadre de $\pm 10^\circ$, dividido en 1821 pasos en 18,22 minutos, retrocediendo automáticamente a su posición primitiva en 1,71 minutos, quedando listo para ser operado cada 20 minutos, lo cual debe hacerse por telemando desde tierra.
- encuadre variable, seleccionando un sector del encuadre total y operando entonces de un modo similar al anterior.
- barrido sólo de una línea, interrumpiendo la secuencia de barrido óptico (Norte-Sur) en cualquier línea seleccionada previamente desde tierra.
- barrido rápido (unas 10 veces más veloz que el normal), con el fin de llegar rápidamente a una posición preseleccionada del encuadre normal.

El equipo de barrido consiste en un telescopio y un módulo electrónico separado. El telescopio tiene 0,4 m de diámetro de apertura del sistema óptico

e incluye un espejo de barrido del espacio objeto. El conjunto incluye un radiador térmico pasivo (diferencia fundamental con el sistema IMYEL, donde se utiliza un Sistema Integrado de Refrigeración Criogénica, activo), y los detectores, con su equipo electrónico asociado.

Sus dimensiones son de unos 1,5 m de largo por 0,63 m de diámetro, y tiene una masa de unos 70 kg. El módulo electrónico ocupa aproximadamente $0,01 \text{ m}^3$ y tiene una masa de unos 6 kg; contiene los circuitos de acoplamiento de la electrónica del radiómetro con la del resto del satélite, los circuitos de señales de los canales y los circuitos lógicos concernientes al motor del espejo de barrido y la secuencia de calibrado. La potencia eléctrica nominal del radiómetro es de 22 W.

La configuración opticomecánica del telescopio puede verse en la Figura 21. La radiación proveniente de la tierra (reflejada \rightarrow canal visible, o propia \rightarrow canal infrarrojo), llega al espejo primario del telescopio colector Ritehey-Chretien por reflexión en el espejo de barrido del espacio objeto dispuesto a 45° . Este es un espejo plano de forma elíptica (tal que la proyección sobre un plano a 45° es circular), inclinado alrededor de su eje menor. Este espejo se posiciona usando un motor y un bucle de realimentación completada con un codificador digital. En el lado opuesto del espejo existe otro mecanismo idéntico.

El sistema óptico tiene una apertura de 0,4 m de diámetro, y una distancia focal de 2,87 m. La energía en la región visible se detecta en el foco primario, usando un mosaico de 8 fibras ópticas en el plano focal, para formar el mencionado campo sensible de $(0,2 \text{ por } 0,025) \cdot 10^{-3}$ radianes (cada fibra recoge $(25 \text{ por } 21) \cdot 10^{-6}$ radianes). El otro extremo de las fibras ópticas va unido a los 8 tubos fotomultiplicadores correspondientes, que son sensibles al margen de longitudes de onda de $0,55 \text{ a } 0,75 \mu$. Además, el plano focal primario está unido ópticamente a los fotodetectores de infrarrojo situados en el bloque refrigerado, a través de dos lentes de germanio. Existen dos detectores fotoconductores HgCd Te (uno activo y otro en redundancia pasiva), de $(125 \text{ por } 125) \cdot 10^{-6} \text{ m}$, con un filtro que sólo deja pasar la banda de $10,5 - 12,6 \mu$.

Se usa un radiador para mantener la temperatura del bloque criogénico a 90 K. Si se usa un radiador de tres etapas (dos en enfriamiento y una lámina a temperatura ambiente), puede llegarse hasta 81 K con un radiador de un diámetro de la placa exterior de 0,45 m.

Las señales video del VISSR de los sensores de visible y de infrarrojo, son transformadas por un mezclador digital para su transmisión a tierra a través de un enlace de radiofrecuencia.

A continuación se hace un resumen de las características del VISSR.

Parámetros y características	Canales visibles	Canal infrarrojo
Número de canales	8	1, más 1 canal redundante
Banda espectral de operación (puntos de potencia mitad)	0,55-0,7 μ	10,5-12,6 μ
Apertura de colimación	0,109 m ²	0,109 m ²
Detectores	EMR 541 E-01 PMT	Hg Cd Te
Tamaño	—	(125 por 125).10 ⁻⁶ m
Periodo de barrido	0,6 s	0,6 s
Ancho de banda de la información	210 KHz	26 KHz
Margen de medidas	0-80 % del albedo máximo	0-330 K
Relación señal-ruido a 0,5 % de albedo máximo (para una fuente no puntual)	3:1	
Diferencia de temperatura de ruido equivalente (para una fuente no puntual)		1,5 K a 200 K 0,4 K a 300 K
Características físicas	Mecanismo de barrido	Módulo de equipo electrónico
Masa	70 Kg	6 Kg
Tamaño	1,5 m de largo por 0,63 m de diámetro	7,7.10 ⁻³ m ³
Potencia requerida	22 W	

Respecto a todas las demás partes integrantes del SMS, no decimos más porque es realmente igual que el Météosat, que pasamos a describir.

2.1.2. METEOSAT

El Météosat es un satélite geoestacionario, estabilizado por rotación, con una vida operacional de 2 años.

La pieza principal, el radiómetro, es del tipo de "montura terrestre", cuyos inconvenientes principales son: gran número de espejos (6), mecanismo de barrido complejo, severas tolerancias de fabricación, perturbaciones dinámicas importantes, y dificultad del barrido cónico.

El satélite se presenta bajo forma cilíndrica recubierta de células solares, con un gran agujero lateral por donde asoma el telescopio. El resto de equipos están dispuestos alrededor del radiómetro bicanal de alta resolución, continuación del telescopio, con una abertura de 0,4 m.

Está estabilizado por la rotación del conjunto, a 100 r.p.m, alrededor del eje Norte-Sur, lo que se utiliza también para el barrido horizontal en la toma de imagen, (una línea de la imagen infrarroja y dos de la visible). El paso de una línea a la siguiente se realiza por basculamiento de todo el telescopio alrededor de un eje Oeste-Este. Un juego de espejos de reenvío (montura terrestre) permite mantener una dirección fija del rayo emergente, y situar los detectores en un punto fijo en las proximidades de una de las caras del cilindro.

Un dispositivo de control térmico pasivo, permite mantener la temperatura del detector infrarrojo a 85 K (requerido por su funcionamiento). El radiador está constituido por dos grandes conos concéntricos destinados a evitar la entrada de los rayos solares sobre el radiador propiamente dicho, que es una placa solidaria al bloque donde están los detectores de infrarrojo (uno activo y otro en redundancia pasiva).

Como el satélite ve a la tierra bajo un ángulo de 18° (altura síncrona), en el mejor de los casos el eje óptico barre la tierra durante 1/20 de revolución.

Las salidas de los detectores, tras su amplificación y filtrado, se escalonan, se codifican, y pasan a una memoria tampón que las almacena para poder extender su emisión durante toda la revolución, disminuyéndose el ancho de ban-

da necesario. La transmisión a tierra de la imagen se efectúa a $0,125 \cdot 10^6$ bit.s por medio de un emisor de 1 W ó 10 W (elección por telemando), que opera en banda S.

Una antena contrarrotativa de conmutación electrónica ocupa la parte inferior del satélite, parte, cuya forma es de un cilindro de 0,6 m de alto por 1,4 m de diámetro, en cuyo centro están dispuestos los circuitos de hiperfrecuencia y las fijaciones del motor de apogeo. Esta antena proporciona una ganancia de emisión, del orden de 12 dB sobre toda la superficie terrestre.

Esta misma antena se utiliza también para el repetidor en banda S que asegura la unión de la estación central con otras estaciones vía satélite. El repetidor comparte el emisor de 10 W con la transmisión de las imágenes brutas.

Ciertos equipos a bordo del satélite están sincronizados con la rotación, es decir, con el paso del eje óptico del telescopio por el disco terrestre, a saber: el mecanismo de barrido, la cadena de transmisión, la antena contrarrotativa, el mando de actitud, etc. Para esto, se utiliza un reloj ajustado con la señal de salida de un sensor terrestre.

El pilotaje del satélite (control de actitud y correcciones de órbita), está asegurado por un dispositivo a hidracina. Existe, además, un segundo dispositivo de corrección final de actitud por gas frío, aunque se ha previsto su suspensión.

Un amortiguador de nutación fluido de umbral pequeño, amortiguará rápidamente los movimientos parásitos de actitud, inducidos por las perturbaciones.

Para la restitución de la actitud correcta, se ha previsto utilizar un acelerómetro durante la fase de transferencia (control activo de nutación), así como sensores terrestres y solares, y quizás un sensor estelar.

La energía eléctrica proviene del generador solar, el cual ocupa la superficie lateral del satélite y puede suministrar 440 W al cabo de los 2 años de la misión en las peores condiciones. La distribución de energía se hace por barra prerregulada alimentando convertidores situados al lado de cada instrumento. Una batería Níquel-Cadmio sirve de almacén en órbita de transferencia, en tiempo de eclipse, y para ciertos modos particulares de funcionamiento.

En la parte superior del satélite, alrededor del cono de refrigeración

del detector de infrarrojo, están situadas las varillas de la antena V H F que sirve para las telecomunicaciones de servidumbre (telemedida y telemando.)

Las dimensiones del satélite son 1,9 m de alto por 1,9 m de diámetro. Su peso está en la gama de 250 a 300 kg.

Su lanzamiento se prevee para finales de 1.976, desde la base americana de Cabo Kennedy, utilizando un lanzador Thor-Delta serie de 4 dígitos.

Finalizaremos apuntando que el Météosat empezó siendo un proyecto exclusivo de la agencia espacial francesa (CNES).

2.2. GRANDES OPCIONES.

Al comenzar este proyecto, cuenta tenida de la misión y requisitos generales de operación, nos aparecen numerosas configuraciones del sistema, que pueden satisfacer dichas solicitudes, pero la misión 1 (toma de imágenes) es, sin duda, la más importante en la selección y nos va a permitir la definición del sistema nominal.

Las misiones 2 y 3 interesan sobre todo a la hora del consumo de potencia eléctrica, por lo que su influencia es sólo importante en el análisis del subsistema de alimentación y en la configuración global del satélite (antena, estructura, etc).

2.2.1. Métodos de tomar la imagen.

Los dos tipos de toma de imagen que han sido ya utilizados en otros satélites son:

- mediante barrido directo línea por línea del objeto (disco terrestre)
- mediante obturación instantánea sobre papel fotográfico o sobre un tubo vidicon, sirviendo, cualquiera de ellos, de almacén, para seguidamente, hacer un barrido línea por línea de la imagen y transmitirla a tierra.

Este segundo método era posible para los canales visibles del sistema IMYEL, pero, sin embargo, quedaba totalmente excluido para el canal infrarrojo (10,75 a 12,75 μ) ya que, de momento, el límite de los tubos tomavistas está en unas 2 μ de longitud de onda utilizable. En el apartado 5.1.1.2. se habla de la posible solución a este problema con un panel de sensores de estado sólido de autobarrido, que está en período de investigación, pero, por el momento, vemos limitada la aplicación de este método.

Con el fin de no complicar demesuradamente el equipo de toma de imagen, se estableció desde un principio que todos los canales serían registrados por el mismo aparato, lo cual nos conduce a la elección del primer método de barrido directo, para nuestro instrumento. Con esta solución, todavía es preciso que el satélite asegure tres funciones.

- barrido línea por línea (lo que supone un barrido de línea y el salto de una línea a la siguiente), y enfoque del flujo luminoso sobre el detector

casi puntual.

- conversión de la energía luminosa en energía eléctrica para hacer posible su transmisión por radiofrecuencia.
- transmisión punto por punto a la tierra.

2.2.1.1. Métodos de barrido.

En el apartado 5.1.1. puede encontrarse un estudio más amplio y detallado, limitándonos aquí a dar una idea de conjunto de las posibilidades.

El método de barrido va ligado al método de estabilización del satélite:

- estabilización según tres ejes. Este satélite siempre "mira" a la tierra, y con un adecuado sistema de barrido bidimensional (espejo de dos grados de libertad, dos dobles prismáticos giratorios, etc) se obtiene la imagen rápidamente. Un sistema de este tipo se preparó para el satélite de aplicaciones tecnológicas ATS.F
- estabilización por precesión controlada. Este sistema parece interesante, pero no se ha considerado posible.
- estabilización giroscópica por rotación alrededor del eje Norte-Sur para asegurar al barrido de cada línea, más un mecanismo de paso de una línea a la siguiente.

Este último sistema es el más económico, más fiable, más simple, y es el único que se ha usado hasta de ahora.

Sin embargo, el continuo progreso de la tecnología, permite augurar un éxito indudable a los sistemas de satélite estabilizado según los 3 ejes, los cuales presentan ventajas importantes respecto a los anteriores: supervisión continua del objeto menor ancho de banda necesaria de la transmisión, (si no se usa memoria), antenas más directivas, mejor protección de los sensores respecto a la incidencia del sol, y otros.

2.2.1.2. Métodos de detección y transmisión a tierra.

Se trata de enumerar aquí las opciones más importantes concernientes a

- configuración del instrumento óptico
- detectores
- características de la transmisión a tierra
- adquisición y operaciones de la imagen en tierra

- requisitos de la geometría de la imagen

a) Configuración del instrumento óptico.

La configuración de este instrumento condiciona la de todo el satélite. Podemos seleccionar varios tipos de configuración, dentro de la cuales caben, claro está, un gran número de alternativas. La selección deberá hacerse por los requisitos siguientes:

- mantener los detectores de infrarrojo en el centro de una de las caras Norte-Sur del satélite.
- minimizar la masa de los pares perturbadores que pueda crear el barrido.
- simplificar los problemas de desarrollo, y por tanto, el costo.

Las soluciones requieren un telescopio de gran profundidad de campo para evitar espejos auxiliares, lo cual nos ciñe a:

- o bien el telescopio Ritchey-Chretien fijo al satélite
- o bien el telescopio balanceado en un eje perpendicular al eje óptico, con lo cual ya hace un barrido (el rayo iría a parar a los detectores fijos por medio de espejos auxiliares).

b) Detectores.

Para los detectores de radiación visible, pueden usarse

- tubos fotomultiplicadores (requieren alto voltaje y son delicados, aunque los usa el SMS)
- uniones semiconductoras (el Météosat usa fotodiodos, y parece ser lo mejor)

En cuanto a los detectores de infrarrojo, la precisión radiométrica deseada, tan solo puede obtenerse a partir de fotoconductores trimetálicos, como el Hg Cd Te, del cual existen dos tipos en el mercado. La principal discusión de todos los utilizadores es acerca del método de refrigeración ya que estos sensores deben mantenerse a temperatura criogénica (unos 85 K).

- refrigeración pasiva por medio de un radiador a temperatura criogénica (menor que la de los detectores, para crear el gradiente térmico). Este ha sido el método más usado, por su sencillez y fiabilidad (Nimbus, SMS, Météosat, etc).
- refrigeración activa por eyección de masa, normalmente con líquidos o sólidos criogénicos (metano, hidrógeno, helio, neon, argon, etc), que se dejan evaporar a través de un tubo calibrado que evacua al espacio. Su masa

es prohibitiva, e introduce perturbaciones de actitud, por lo que no aparece como candidato.

- refrigeración activa por medio de una bomba térmica que bombea calor desde los detectores al radiador, el cual está a temperatura muy superior a la de los detectores. La bomba es una máquina rotatoria que opera según uno de los ciclos termodinámicos de refrigeración: Stirling, Vuilleumier, Brayton, Gifford-MacMahon, etc.

c) Características de la transmisión a tierra.

Las señales del radiómetro se codificarán en impulso (P C M) y se enviarán a la tierra en tiempo real, con una potencia de 10^{-10} W según corresponda a la misión, a través de una antena de reflector parabólico agujereada en su parte frontal para dar la abertura del telescopio. En el apartado 5.1.3.1. se considera diferentes tipos de modulación posible de la señal, y en el 5.3.1. se mencionan las posibles antenas a considerar.

d) Adquisición y operaciones de la imagen en tierra.

La información que transmita el satélite debe permitir la reconstrucción en tierra de la imagen del disco terrestre tomada por el radiómetro.

Los requerimientos de utilización no están todavía completamente fijados, pero se prevee que puedan ser los siguientes:

- Visualización directa de la imagen en el momento de la recepción.
- Transmisión a larga distancia, por medio de enlaces de microondas, de la imagen.
- Almacenamiento de la imagen para su utilización en diferido.
- Procesamiento de la imagen para corregir sus imperfecciones.

e) Requisitos de la geometría de la imagen.

La calidad final de las imágenes depende en gran medida del sistema de geometría impuesto por el modo particular de barrido, y la finura del subsistema de control de actitud y órbita. La complejidad del sistema depende de los requisitos impuestos. Como siempre, la búsqueda de actuaciones demasiado buenas iría en detrimento del costo, y siempre se impone una adecuada ponderación calidad-precio. Las opciones cubren: los microcohetes de control de actitud, el volumen del combustible embarcado, y los medios de restitución de la actitud

y órbita correcta del satélite.

Para las correcciones finas de actitud, un sistema a gas frío (propano almacenado a temperatura ambiente en estado líquido, del que se había considerado mejor), permitiría un apuntamiento del eje tierra-satélite, con una precisión de 3' de arco, pero se ha desestimado por considerar que es suficiente una precisión de unos 20' de arco, la cual puede obtenerse con el sistema a gas caliente de que va a ir provisto el satélite, usando el mismo propulsante, hidracina, que los motores de corrección orbital, con lo cual se reduce grandemente la complejidad del subsistema de control de actitud y órbita.

Si no se hicieran las correcciones de la deriva en inclinación de la órbita geoestacionaria, se ahorraría mucho combustible, pero en este caso, las necesidades de la misión impuesta, han aconsejado incluir estas correcciones y no cabe más que optimizar su realización.

Un sensor estelar posibilitaría la determinación de la actitud con gran precisión, y poder restaurarla con suma fineza, pero con otros sensores mucho más sencillos (sensores terrestres y solares), puede obtenerse un apuntamiento de 20' de arco, que puede ser suficiente. De cualquier modo, no es seguro que se vaya a desechar el uso de un sensor estelar. Otra posibilidad sería disminuir la precisión del control de actitud y estudiar la posibilidad de restituir la geometría correcta de la imagen, en tierra. En cualquier caso, será preciso conocer con exactitud la posición del satélite, para lo cual se tomaron en consideración los cuatro procedimientos siguientes:

- Medición angular usando la antena autoapuntada de la estación central, que se realimenta con la señal de error para dirigirse sola hacia el satélite.
- Medición de distancia para completar la localización anterior. Por medio de:
 - pregunta-respuesta en radiofrecuencia (banda S)
 - reflexión láser
- Medida por triangulaciones desde más de dos estaciones.

2.2.2. Retransmisión de los datos meteorológicos.

El objetivo de la misión 2 es retransmitir, por intermedio del satélite, información meteorológica general en codificación WEFAX de modo que se pueda

recibir directamente por las estaciones APT ya existentes, sin necesidad de introducir modificaciones sustanciales.

Actualmente, las estaciones APT están equipadas para 136 MHz. Aunque se intentó asegurar la retransmisión en esta banda, los requisitos son desfavorables porque se necesita una antena mayor a bordo del satélite (VHF), y se aumentaría la masa y el consumo eléctrico del satélite, lo que conduce a la elección de la banda S para estos enlaces.

2.2.3. Recogida de datos.

La misión 3 propone las siguientes operaciones de recogida de datos:

- Interrogación por la estación central.
- Alerta dada por alguna plataforma.
- Recogida programada.

Se ha mantenido una opción de principio: la utilización de frecuencias de enlace estará, o bien en la banda de 1700 a 200 MHz (banda S), o en la banda de UHF entre 400 y 460 MHz. Desde el punto de vista técnico exclusivamente, es preferible la elección del primer caso por ser menos costosa y más ligera (para el satélite), pudiendo relegar la recogida de datos desde las plataformas que trabajan en UHF para otros satélites tal como del tipo TIROS que estarían en órbita polar.

Sin embargo, parece que una elección a este respecto está influenciada por condicionamientos no precisamente técnicos, tal como, por ejemplo, compatibilidad con otros sistemas meteorológicos por satélite, ya que, cabe la posibilidad de que la futura red mundial de satélites meteorológicos geoestacionarios esté compuesta por un satélite europeo sobre Europa, otro estadounidense sobre América, otro japonés sobre el Extremo Oriente y, posiblemente, otro ruso sobre el Golfo Pérsico, y, claro está es primordial evitar discontinuidades que podrían surgir en el uso de barcos, aviones, globos, y boyas meteorológicas desplazables.

2.2.4. Opción de un computador a bordo del satélite.

La tecnología disponible hoy día en Europa, permite contar con la posibilidad de instalar un computador a bordo. Sus enormes posibilidades hacen que, al comienzo de un proyecto tan ambicioso como éste, sean puestas sobre

la balanza las ventajas que aportaría un tal sistema frente a las soluciones clásicas.

La utilización de computadores universales en vehículos ha sido desarrollada grandemente por la aviación, instaurándose en el terreno aeronáutico, primeramente en las naves tripuladas y sondas lejanas, y ahora ya en los satélites de una cierta complicación. Su uso, en efecto, impone problemas operacionales muy especiales (enlaces a gran distancia entre computadores para reprogramación, y operaciones humanas, por ejemplo).

El computador no debe ser considerado tan solo como un elemento de cálculo; ya sabemos los logros obtenidos en aviación automática. Es previsible que en satélites de aplicación del tipo del IMYEL, se le asignen tres tareas principales:

- Control de actitud y órbita, para el cual se llevarían en una memoria, o se transmitirían desde tierra, programas adaptados a cada fase orbital y de la misión.
- Autocontrol, es decir, control de las propias operaciones del equipo de a bordo, y reconfiguración de funciones y readaptación de acoplamientos en el caso de fallo de alguna de las partes.
- Control y preprocesamiento de la imagen.

2.2.5. Estructura y motor de apogeo

Un acertado diseño del satélite, requiere que se tengan en cuenta la geometría y distribución de masas de los diversos equipos, con el fin de llegar a obtener una configuración inercialmente estable. Con este propósito, han sido consideradas las dos grandes opciones en la concepción del diseño:

- construir un satélite modular desplegable que lo hiciera a la vez, compatible con la estrecha cofia del lanzador (podría utilizarse un Thor-Delta de la vieja serie de tres cifras), y naturalmente estable una vez los módulos desplegados. Se desechó este diseño por las graves dificultades de unión entre los módulos (conexiones eléctricas), aunque se dan algunos detalles de él en la sección 41.
- construir un satélite "macizo", integral, conservando incluso la estructura del motor de apogeo como elemento resistente, y procurar que sea natu-

ralmente estable con una adecuada ubicación de componentes, y, claro está, dándole un gran diámetro, lo que obligó a prever el uso del lanzador Thor-Delta 2914.

En cuanto al motor de apogeo, los de propulsante líquido ofrecen unas ventajosas características de masa y volumen. Uno de este tipo ha sido ya desarrollado por ESRO para el satélite de comunicaciones geoestacionario Symphony, y hubiera sido deseable poderlo utilizar también en nuestro caso. Sin embargo, los motores de líquidos tienen un severo inconveniente, y es que el movimiento del líquido en su propio depósito origina una inestabilidad dinámica, que en el caso de que la relación de inercias I_z/I_x sea menor de 1 (lo cual es muy probable en nuestro caso), durante las órbitas de la fase de transferencia, da lugar a una divergencia en el movimiento de nutación del conjunto.

La solución seleccionada ha sido la de motor de apogeo de combustible sólido. Todavía no se ha decidido si, hechos los cálculos previos y visto que existen ya en USA motores semejantes, se optará por la adquisición de uno de ellos, o bien se hará el desarrollo total en Europa, si se prevee que un motor de este tipo sería muy usado en proyectos posteriores.

2.3. CONFIGURACION NOMINAL.

El sistema IMYEL comprende todos los elementos necesarios para llevar a cabo con éxito cada una de las misiones especificadas en 1.1.

- Un satélite geoestacionario emplazado a 15° de longitud Este, que va dotado de un sistema de observación de la tierra y una central de telecomunicaciones.
- Una estación central con una antena de 12 metros de diámetro para controlar el satélite y la adquisición de datos.
- Un centro de control y procesamiento de la información.
- Estaciones principales para la recepción de imágenes de alta resolución ya procesadas, con antenas de 4,5 m de diámetro.
- Estaciones locales para la recepción de imágenes de baja resolución. Serán estaciones APT equipadas con antenas de 3,5 m de diámetro para recepción en banda S.
- Estaciones de seguimiento de la Agencia Espacial Europea (localización, telemetría, y telemando).
- Posiblemente, una estación de telemetría laser para la localización precisa.

Las características principales del sistema IMYEL van a ser las siguientes:

Tipo de misión	Experimental
Fecha de lanzamiento	1978
Objetivos	<ol style="list-style-type: none">1) Imágenes terrestres<ul style="list-style-type: none">- imágenes en infrarrojo con una resolución de 5 km- imágenes visibles en colores con una resolución de unos 3 km2) Distribución de datos desde la estación central a las estaciones principales y locales3) Recogida de datos transmitidos hasta por 4000 plataformas (1000 por interrogación)

	y 3000 por cadencia propia)
Orbita	Geostacionaria ($h = 36000$ km de la superficie terrestre)
Posición del satélite	15° longitud Este
Duración de la misión	5 años
Lanzador	Thor-Delta 2914
Enlaces de telecomunicación:	
- enlace descendente de la imagen	1685 MHz
- retrasmisión de la imagen	2119 MHz enlace ascendente 1699 MHz enlace descendente
- transmisión de datos por WEFAX	2119 MHz enlace ascendente 1699 MHz enlace descendente
- recogida de datos	2119 y 400 MHz enlace ascendente 1699 y 460 MHz enlace descendente
- telemedida y telemando	148 MHz enlace ascendente 136 MHz enlace descendente

2.3.1. Puesta en órbita.

El lanzamiento se prevee para 1978 desde la base espacial de Kourou en la Guayana Francesa usando como lanzador un cohete Thor-Delta 2914.

El lanzador pondrá en órbita de transferencia de 200 km de altura de perigeo el conjunto satélite-motor de apogeo, con una inclinación de unos 5° respecto a la órbita ecuatorial.

En el apogeo, a una altura de unos 36000 km, un motor de apogeo suministrará el empuje necesario para circularizar la órbita. Una vez en órbita síncrona, se corregirá la inclinación, se posicionará correctamente el satélite en longitud y latitud, y podrá comenzarse el desarrollo de la misión. (Se calcula que todas estas operaciones durarán unos 10 días).

La estructura del motor de apogeo queda con el satélite, con lo cual se ahorra una gran parte del armazón estructural del satélite, y se evitan los riesgos de un mal desprendimiento.

El Thor-Delta 2194 puede poner en órbita elíptica de transferencia una carga útil de 703 kg. Teniendo en cuenta la masa del motor de apogeo, la máxima

masa de satélite que es posible poner en órbita geostacionaria es de unos 300 kg, aunque, como va a ser retenida la estructura del motor de apogeo, el cuerpo tiene una masa inicial de unos 375 kg.

Los requisitos de calidad de la imagen imponen restricciones en la desviación de los parámetros orbitales respecto a sus valores nominales:

- inclinación menor de 1°
- excentricidad menor de 0,001
- deriva en longitud menor de $0,1^{\circ}$ por día

2.3.2. Descripción del satélite.

El satélite propiamente dicho consiste en un subsistema de observación terrestre, un subsistema de telecomunicaciones, y varios otros subsistemas que hacen posible el funcionamiento del vehículo espacial a fin de cumplir los requisitos de las misiones meteorológicas antedichas en 1.1.

2.3.2.1. Subsistemas de observación terrestre.

Con ayuda de un telescopio radiométrico, se tomarán imágenes de la superficie terrestre y su cobertura nubosa (objetivo primario de la misión)

La imagen del disco terrestre se obtiene punto por punto con un barrido óptico bidimensional que completa el ciclo de toma de imagen en 30 minutos (Este periodo podría reducirse a la cuarta parte si se considerase el barrido de vuelta en ambos sentidos como utilizable).

El mantenimiento en la actitud adecuada se consigue estabilizando los tres ejes por medio de un control activo con chorros de gases calientes, conforme se describe en la sección 5.6. en que se trata el control de actitud.

El subsistema comprende el radiómetro propiamente dicho (barrido, telescopio, y detectores), y su equipo electrónico asociado.

El radiómetro lleva sensores para las siguientes bandas del espectro electromagnético

<u>Cánel</u>	<u>Margen de longitudes de onda (μ)</u>	<u>Tipo de detector</u>
Infrarrojo	10,75 a 12,75	fotodiodo Te Cd Hg
Blanco y negro	0,35 a 0,8	fotodiodo
Rojó	0,65 a 0,8	fotodiodo
Amarillo	0,5 a 0,65	fotodiodo
Azul	0,35 a 0,5	fotodiodo

Resulta evidente que de los cuatro últimos canales uno de ellos es redundante.

En cuanto al detector de radiación infrarroja, debido a su importancia capital en el normal desenvolvimiento de la misión, consta de dos unidades, ambas activas.

Los detectores de infrarrojo deben estar refrigerados a unos 80 K.

El telescopio propiamente dicho es una óptica Cassegrain y tiene dos sistemas de enfoque, uno para los cuatro canales visibles, y otro para el canal infrarrojo.

Todavía dentro del radiómetro, las señales sufren una etapa de preamplificación.

La unidad de electrónica digital asociada, recoge estas señales analógicas y las digitaliza, codifica en impulsos (PCM) y pasan a modular en fase una portadora de radiofrecuencia que las envía a tierra.

2.3.2.2. Subsistema de telecomunicaciones.

Este subsistema debe ejecutar las funciones siguientes:

- Transmisión de la información de los puntos de la imagen con una potencia radiada de 1 W hacia la estación central en banda S.
- Transmisión de la información de los puntos de la imagen con una potencia radiada de 10 W a las estaciones principales y locales, en banda S.
- Recepción y transmisión hacia las estaciones principales de las imágenes ya procesadas transmitidas desde la estación central (banda S).
- Recepción de datos meteorológicos en forma WEFAX, tal como fotografías, mapas del tiempo, etc, enviadas por la estación central y transmitidas a las estaciones APT (transmisión automática de imágenes), modificadas para que puedan recibir en banda S.
- Recepción y transmisión de señales de interrogación enviadas por la estación central a las pequeñas plataformas de recogida de datos diseminadas en la zona cubierta por el satélite. El enlace se hará en banda S, aunque se prevee la posibilidad de hacerlo en UHF.
- Recepción y transmisión de los datos (incluyendo llamadas de alerta) enviados por las plataformas a la estación central (banda S o UHF).

- Transmisión de señales para localización en banda S, y retasmisión de las medidas telemétricas enviadas por la estación central para ayudar a la localización del satélite.
- Recepción de las instrucciones enviadas desde la estación central (y estaciones de seguimiento durante la fase de adquisición de órbita). Esto es, el telemando.
- Transmisión a tierra, a la estación central (o a las de seguimiento durante la fase de transferencia), de las señales de actuación y funcionamiento interno de los diferentes equipos que componen el satélite, así como de información para su localización en la fase de adquisición. Esto es, la telemedida.

Todas las emisiones en banda S se llevarían a cabo a través de una antena parabólica de alta ganancia, la cual servirá, así mismo, para la recepción. (esta antena tiene un gran agujero en el centro para permitir la entrada de la imagen al radiómetro).

Para la telemedida y telemando se usará una antena de dipolo omnidireccional, puesto que esta unión es básica y debe ser asegurada independientemente de la posición y orientación del satélite, desde que abandona el lanzador unos minutos después del despegue, hasta los 5 años de duración de la misión.

2.3.2.3. Vehículo.

La configuración general del vehículo y de los subsistemas de a bordo está dictada por dos funciones primordiales, a saber:

- constituir una plataforma de observación completamente estacionaria respecto de la tierra (en órbita y actitud), para montar sobre ella un radiómetro de barrido óptico-mecánico bidimensional.
- constituir una estación repetidora para las telecomunicaciones de información meteorológica.

El satélite ha sido diseñado también considerando las características del lanzador a utilizar (thor-Delta 2914) y el máximo diámetro permitido dentro de la cofia (2,2 m).

El vehículo tiene forma prismática exagonal. Véase Figura 2.3. Su diámetro circunscrito es de 2 metros, y su altura aproximadamente igual (2 metros),

sin contar con la tobera del motor de apogeo, que sobresale 0,35 m. Debido a sus diferentes posiciones, es necesario recurrir siempre a sus ejes de referencia, definidos, en situación ideal, en periodo operacional, del modo siguiente:

O, origen en el centro de gravedad del satélite

OX, según la dirección y sentido de la velocidad absoluta del centro de gravedad

OY, según la dirección y sentido de la velocidad angular del satélite respecto a su centro de gravedad.

OZ, formando triedro a derechas con los otros dos.

Hacemos notar, que, pese a la poca importancia que pueda concedérsele a la elección de un sistema de ejes, no estaría de más que se generalizase un sistema universal, racional, para el estudio de cuerpos en movimiento, en cuyo caso habría que generalizar la definición anterior a:

O, coincidente con el centro de gravedad

OX, coincidente con el vector cantidad de movimiento

OY, perpendicular a OX y en el plano definido por OX y el vector momento cinético.

OZ, coincidente con el producto vectorial de OX por OY.

que en nuestro caso se reduce a los que veníamos de definir. Véase la Figura 2.4. donde se muestra esquemáticamente la posición de los ejes de referencia OXYZ en las diferentes fases de: lanzamiento, transferencia y operación.

Refiriéndonos a la posición de montaje, que coincide con la de lanzamiento (eje Z vertical, coincidiendo con el eje del prisma paralelo a las generatrices), el motor de apogeo está abajo del todo. Tres bandejas sirven de armazón a los diversos instrumentos. Seis aletas verticales transmiten los esfuerzos y dan rigidez al conjunto. Una lámina delgada (medio milímetro de espesor), envuelve todo el satélite y lo protege del polvo y radiaciones espaciales. En la parte superior está el telescopio, apuntando hacia arriba, y al final de todo, la antena de reflector parabólico, siendo su bocina la cúspide de todo el ingenio.

En lados opuestos van situados dos radiadores y en la misma zona van mon-

tados sendos paneles orientables de células solares que se despliegan tras el impulso de circularización que da el motor de apogeo.

Los subsistemas que integran el vehículo, es decir, quitando los subsistemas de toma de imagen (radiómetro), y de telecomunicaciones, son:

- Subsistema de control de actitud.

La función de medida está asegurada por un conjunto de sensores terrestres, solares, y estelares. La precisión esperada es de $0,5^{\circ}$ en órbita de transferencia y $0,1^{\circ}$ en órbita geoestacionaria.

La función de control está asegurada por un sistema de propulsión por hidracina actuando por acelerómetro durante la fase de transferencia, y por un servomando de ciclo límite durante la vida operacional. Opcionalmente se puede prever un sistema a gas frío de microrcohetes de muy bajo impulso, usando propano almacenado en forma líquida.

El vehículo va provisto además, de amortiguadores pasivos de nutación por medio de un sistema fluido de bajo umbral de sensibilidad, para mantener la nutación dentro de un máximo de 5 "de arco con objeto de obtener una buena ~~geometría de la imagen~~ estabilidad.

- Subsistema de control térmico.

El control térmico propio del vehículo es de tipo pasivo, a base de una adecuada elección de las características termoópticas de las superficies y unas uniones de ensamblaje bien estudiadas. Esto mismo se ha hecho para el equilibrado térmico de los paneles solares.

En cambio, los requisitos impuestos por los equipos propios de la misión, obligan a mantener los fotodetectores de radiación infrarroja a temperatura criogénica (unos 80 K) lo que se consigue con un Sistema Integrado de Refrigeración Criogénica (SlRC) accionado con potencia térmica de un generador de radioisótopo, que funciona según el ciclo termodinámico, de Vuilleumier. Las conexiones de la bomba con las fuentes y sumideros térmicos, se consigue utilizando guías térmicas, como se describe en 5.5.7.

- Subsistema de alimentación.

Se trata aquí en particular de la alimentación en energía eléctrica, comprendiendo el equipo, un generador solar, un módulo electrónico de regulación y acondicionamiento, y una batería de Niquel-Cadmio.

La potencia máxima que deberá suministrar el equipo será de unos 160 W y el generador solar es orientable de modo a transformar exclusivamente la energía que ^{en} promedio vaya a ser requerida , encargandose las baterías de suavizar y compensar los cambios de consumo .

—Motor de apogeo .

El lanzador pone en órbita elíptica de transferencia al satélite con el motor de apogeo , que es el que suministrará los 1500 m.s^{-1} necesarios para que en el apogeo se circularice la órbita .

La estructura del motor de apogeo , que en la mayoría de los proyectos, se separa del satélite , en nuestro caso se ha retenido porque proporciona un formidable sostén y, aunque ya en órbita geosíncrona al no haber cargas no tiene más que un efecto tal vez perjudicial en cuanto a la distribución de masas, una vez que se piensa utilizar como elemento vital de la estructura general en la puesta en órbita , sería nétamente engorroso tener que desprenderse de él ya que por lo primero estaría bien unido al resto de la estructura , y por lo segundo debería de estar relativamente independiente . La retención de la estructura del motor de apogeo es perjudicial para las correcciones orbitales porque se necesita consumir más propulsante para desplazar más masa. En cambio, el efecto es ventajoso en las correcciones de actitud, pues, siendo constante el empuje que dan los microcohetes (el mínimo de buen funcionamiento) al ser mayor la masa es menor el cambio de velocidad angular, y por tanto se dilatan los tiempos entre correcciones usando el ciclo límite, lo cual trae consigo un ahorro de propulsante y unas mejores características del equipo asociado (válvulas, microcohetes, etc) , al tener que realizar menos ciclos.

2.3.3. Descripción del equipo de tierra.

El equipo de tierra consiste en un conjunto de estaciones de diversos tipos, un centro de control y procesamiento de la información , y un cierto número de plataformas de recogida de datos .

Estación central : juega el papel más importante en las telecomunicaciones con el satélite , y esta conectada directamente a la estación de control y procesamiento . Es la estación con sistemas más complejos. Ella establece todas las uniones de ida con el satélite (excepto los enlaces ascendentes

desde las plataformas de recogida de datos) .Tiene una antena de 12 m. de diámetro, y una relación de mérito (ganancia/temperatura de ruido) $G/T=19 \text{ dB.K}^{-1}$ La potencia de salida del transmisor es de 100 W . El sistema de antena es del tipo monopulso, autocentrada, servomandada por el enlace descendente de la imagen tomada por el radiómetro.

Estaciones principales : Son operadas por los usuarios, y solamente son estaciones de recepción. Tienen altas características, con una antena de 4,5 m de diámetro y una relación de ganancia a temperatura de ruido de unos 6 dB.K^{-1} . Los preamplificadores son de tipo semiconductor. Como todas las estaciones de usuarios , las estaciones principales están concebidas para proporcionar una máxima fiabilidad con un mínimo de mantenimiento. Su diseño permite recibir la transmisión de la imagen directamente desde el satélite o las imágenes de alta resolución reemitidas por la estación central vía satélite , sólo si se efectúan en alta potencia 10 W . Estas estaciones están equipadas con visualizadores y almacenamiento de las imágenes .

Estaciones locales : Son las estaciones más sencillas de que disponen los usuarios . De hecho, consisten en estaciones ATP modificadas, equipadas con antena parabólica de 3 m de diámetro y con un factor de mérito de $2,5 \text{ dB/K}$. Las imágenes de menor resolución serán reproducidas en facsimile standard de 800 líneas .

Centro de control y preprocesamiento: Por razones prácticas este centro debe estar situado a cierta distancia de la estación central . Ambos centros estarán unidos por los enlaces de comunicaciones normales de hilo . Este centro recibe todos los datos de la línea de imagen enviados por el satélite y asegura un completo y necesario preprocesamiento de la imagen y control del satélite , respondiendo a las siguientes funciones :

- Restitución de actitud .
- Determinación de la órbita .
- Corrección de imagen, incluyendo las imperfecciones en la órbita , actitud, y enlaces.
- Preparación y sobreimpresión del cuadriculado de coordenadas geográficas sobre las imágenes a retransmitir.
- Creación de imágenes de baja resolución .

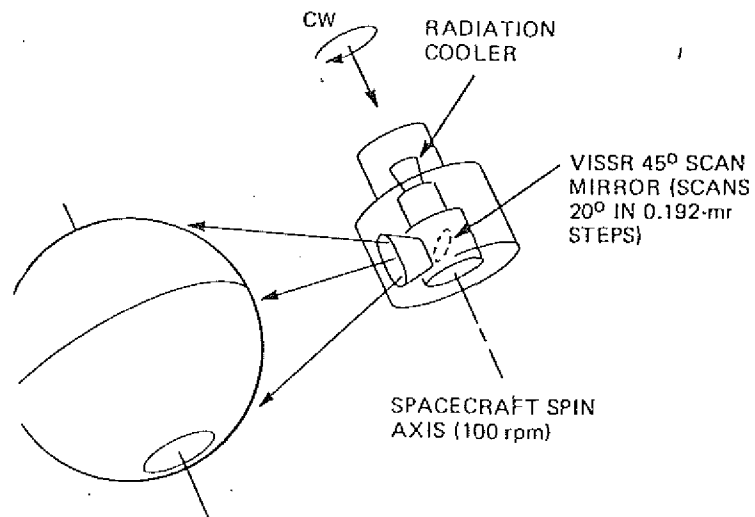
- Procesamiento y control de los datos recibidos por la telemetría .
- Control general del satélite .
- Preparación de instrucciones dirigidas al satélite para mantenerlo en posición correcta, y control de ésta .

Plataforma de recogida de datos : El sistema está diseñado para un máximo de 4000 plataformas de recogida de datos. agrupadas en dos categorías :

- 3.000 que sólo pueden emitir , autoexcitadas periódicamente por un reloj electrónico.
- 1.000 estaciones que responden cuando el satélite les transmite una interrogación .

2.4. BIBLIOGRAFIA

- 1.- " Advanced Scanners and Imaging Systems for Earth Observations " NASA-SP -335 Dec. 1972
- 2.- " European Meteorological Satellite Programme " . Appendix I Technical Documents .July 1972 .
- 3.- M. Luno ."Spacecraft Systems " XVII^e Congrès International d'Astronautics Madrid 1966 .
- 4.- W. H. Hess" Space Science" . Blackie and Sons , 1965.



(a) SPIN-SCAN GEOMETRY

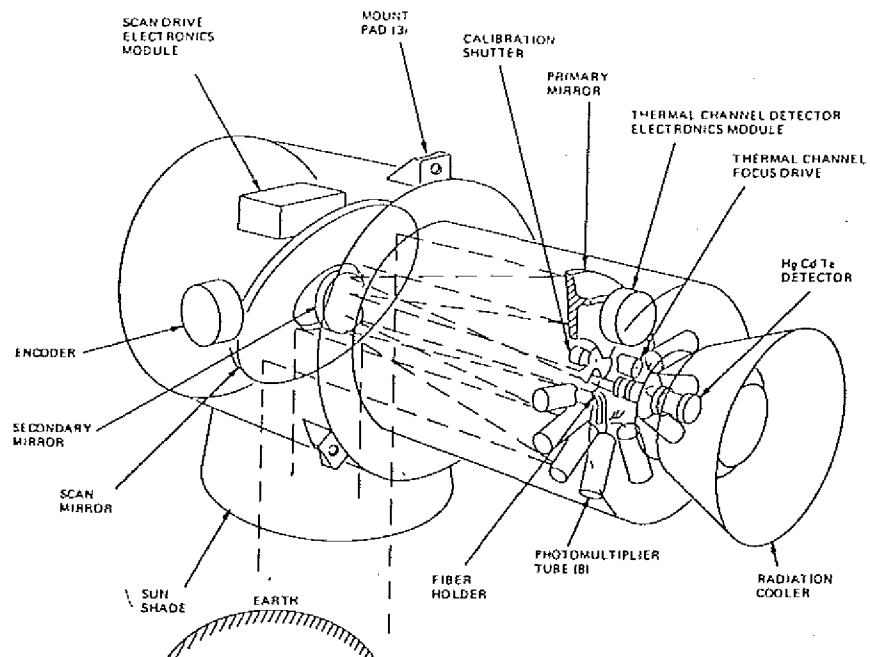


Fig.2.1

Synchronous Meteorological Satellite (SMS).

Detalles de la toma de imagen y el radiómetro (VISSR).

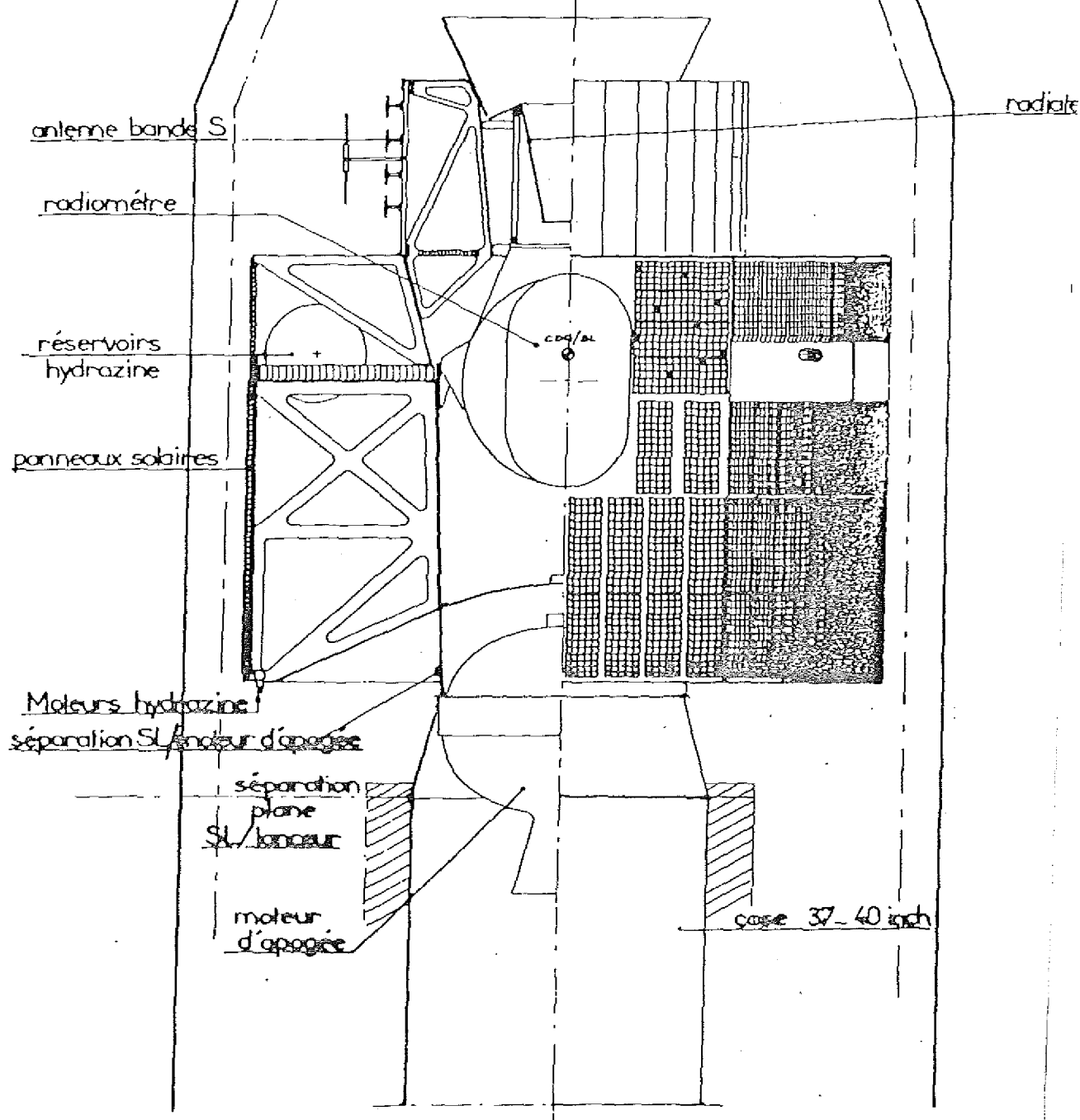


Fig 2.2

METEOSAT. Configuración general del satélite
en posición de lanzamiento.

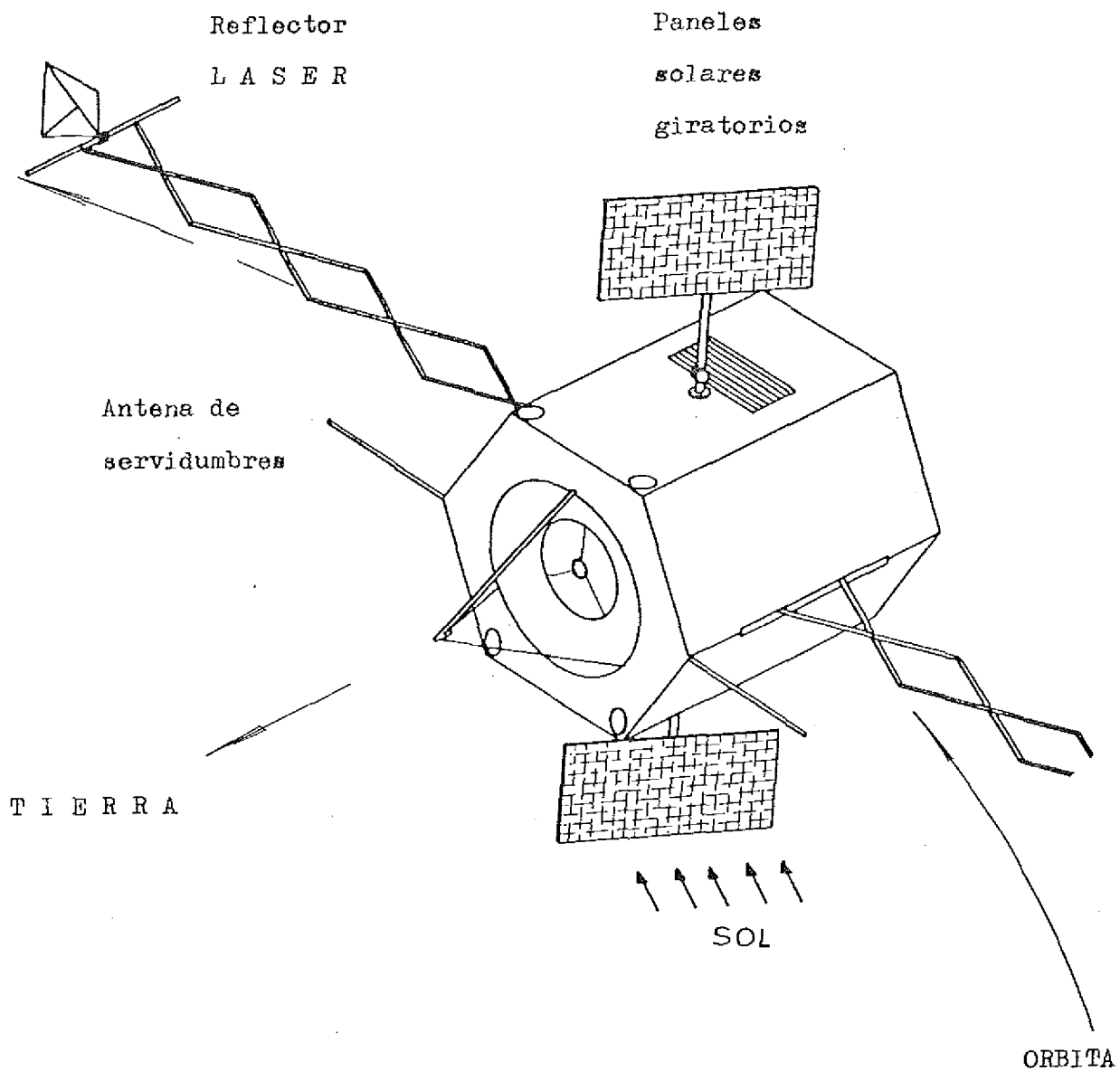


Fig. 2.3 Satélite IMYEL

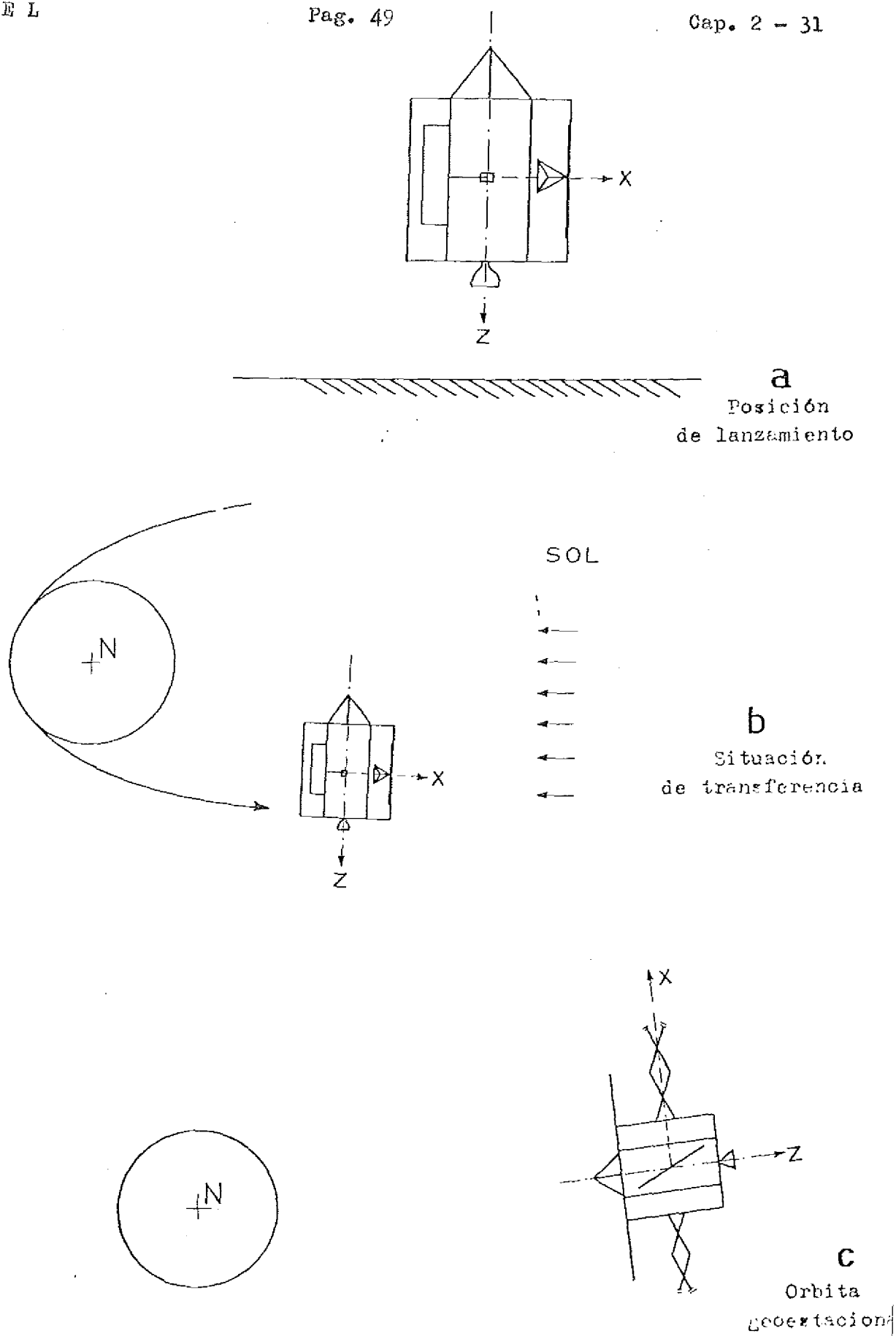


Fig. 2.4

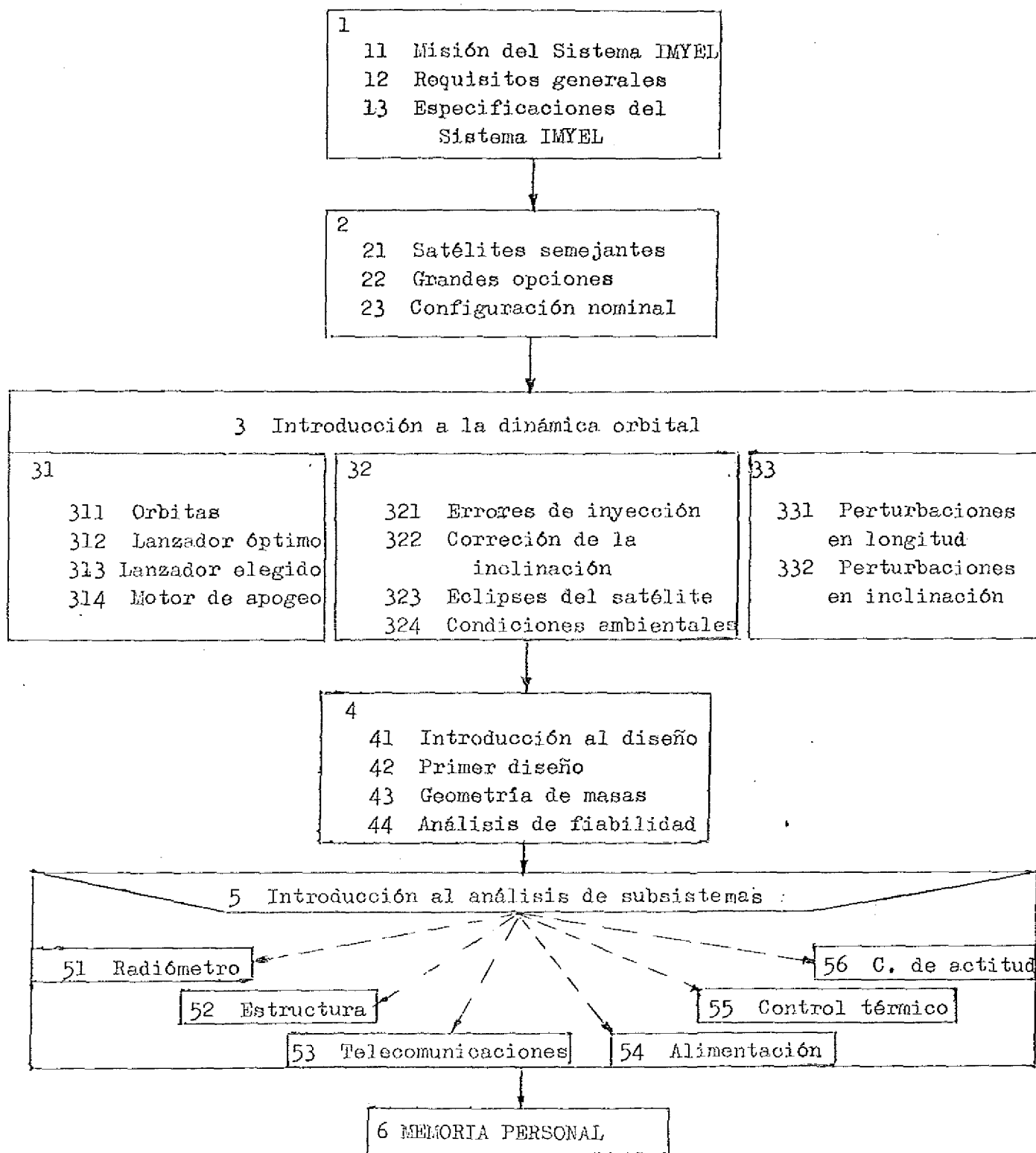
NOMENCLATURA.

A, punto del perigeo
B, punto del apogeo
F, órbita final
H, transferencia de Hohmann
I, órbita inicial
I, intersección
m, máximo, m
P, parámetro adimensional $p = R_F / R_I$
R, radio de una órbita circular
T, órbita de transferencia
TB, transferencia bieléptica
v, velocidad
x, variable adimensional $x = R_F / R_I$
Y, y relativo a transferencia biparabólica
y, parámetro adimensional $y = v_H / v_I$
z, parámetro adimensional $z = v_{TB} / v_I$

A, incremento
 μ , constante gravitatoria terrestre

3. BIBLIOGRAFIA

- 1.- L. Pueyo. "Astronáutica". Publicaciones de la E.T.S.I.A. 1969.
- 2.- H.H. Koelle. "Handbook of Astronautical Engineering" McGraw-Hill. 1961.
- 3.- J. Jensen. "Design Guide to Orbital Flight". McGraw-Hill. 1962.
- 4.- J. F. White. "Powered Flight Operations". John Wiley and Sons. New York 1969.



3. INTRODUCCION A LA DINAMICA ORBITAL.

En esta parte, una de las más extensas, común a todos los proyectos del mismo tipo ya que se trata simplemente del estudio del movimiento del satélite sometido a las acciones inherentes a su trayectoria, se han añadido unos capítulos de apoyo, de unión con las otras partes, y se ha considerado solamente el movimiento del centro de gravedad, dejando para la parte de pilotaje y control de actitud el movimiento del conjunto respecto a su centro de gravedad.

El proyecto IMYEL trata de poner en órbita geoestacionaria tres satélites, separados 120° , que cubran toda la tierra, excepto las regiones polares, confeccionando mapas meteorológicos y sirviendo a la vez de enlace entre estaciones terrestres de toma o distribución de datos.

Por necesidades obvias de economía, todos los satélites que se construyan serán iguales. (En principio sólo se piensa poner la tres unidades necesarias en órbita, pues, en el caso de fallo de una de ellas, se podrían situar las otras dos restantes en servicio sobre las zonas de mayor interés, el Atlántico y el Indico, sin pérdida apreciable de características). Por tanto, excepto en el apartado 3.3.1.1 en que se analizan detalles del posicionado, siempre hablaremos "del satélite" sin especificar de qué unidad se trata, y cuando se requiera la consideración de una de ellas en particular, nos referiremos al que va a ir sobre Africa y Europa.

Por simplicidad, se admite la hipótesis de centros atractivos y no la de los dos cuerpos, y el problema de los tres cuerpos se evitará mediante el uso del modelo de anillo explicado en 3.3.2.

Para inyectar un satélite en órbita, puede usarse un lanzador que lo sitúe directamente en la órbita final, pero esto es rentable solamente para órbitas bajas, por la carga que supone llevar continuamente las pesadas estructuras de los grandes motores cohete, así que, a partir de, digamos, 1000 Km de altura, es lógico utilizar una órbita baja como órbita de espera, siendo su mayor ventaja la de darnos un gran margen de posibilidades de actuación, aumentando las llamadas "ventanas de lanzamiento" (tiempo durante el cual no se le imponen penalidades al manejo posterior del satélite), permaneciendo en una órbita, "orbi-

ta de espera", el tiempo necesario para efectuar una llegada correcta a la órbita final.

Esta operación de paso de una órbita inicial a otra posterior se designa "transferencia entre órbitas", y la órbita utilizada para pasar de una a otra, se llama órbita de transferencia.

El cambio de la órbita de una nave especial se obtiene por aplicación del empuje de un motor cohete, convenientemente orientado, durante un breve espacio de tiempo. El cálculo de trayectorias y maniobras se simplifica utilizando el concepto de cambio de estado impulsivo. Este proceso está caracterizado por la aplicación instantánea del empuje con objeto de realizar un cambio dinámico. Es evidente que la inercia de los sistemas físicos reales no permite que una trayectoria cambie bruscamente, en consecuencia, para realizar una maniobra especificada, el vehículo debe estar sometido a un empuje durante un tiempo de duración finito. Sin embargo, para niveles de empuje elevados, el concepto de empuje impulsivo da una aproximación excelente.

Otro concepto importante es el de equivalencia entre incremento de velocidad y consumo de propulsante, que se obtiene de la 2ª ley de Newton y de las características y actuaciones del motor cohete.

Dados las órdenes de magnitud de distancias y tiempos que implican estas operaciones, y las limitaciones de masas y dimensiones de un satélite artificial, el problema de la transferencia debe condicionarse a ciertos criterios de optimización, de los cuales los más importantes son:

- criterio de consumo mínimo de propulsores, lo que equivale a mínimo incremento de velocidad.
- criterio de tiempo de transferencia mínimo.

El más simple de todos los modos de transferencia es el llamado "transferencia de Hohmann", que pasamos a describir.

La transferencia se hace desde una órbita circular I, a otra órbita circular F, coplanaria con la primera. En el punto A (ver Figura 3.0.1), se aplica un incremento de velocidad (impulso), tangencial y en la dirección del movimiento del vehículo. Este Δv_A aumenta la energía del móvil y se obtiene la elipse de transferencia T, que será tangente a la órbita I y tendrá su apogeo en el

punto B, en el cual se ha de aplicar un segundo impulso que aumenta aún más la energía del móvil, e impedir que se acerque otra vez hasta el punto A, y conseguir que su órbita sea circular.

Vamos a calcular el impulso total requerido Δv_H :

$$v_{AI} = \left(\frac{\mu}{R_I} \right)^{1/2}$$

$$v_{AT} = \left(\frac{2\mu}{R_I} \frac{R_F}{R_I + R_F} \right)^{1/2}$$

$$v_{BT} = \left(\frac{2\mu}{R_F} \frac{R_I}{R_I + R_F} \right)^{1/2}$$

$$v_{BF} = \left(\frac{\mu}{R_F} \right)^{1/2}$$

$$\Delta v_H = (v_{AT} - v_{AI}) + (v_{BF} - v_{BT})$$

Adimensionalizando con

$$y = \frac{\Delta v_H}{v_{AI}}$$

$$x = \frac{R_F}{R_I}$$

Obtenemos

$$y = \left(1 - \frac{1}{x}\right) \left(\frac{2x}{1+x}\right)^{1/2} + x^{-1/2} - 1$$

Esta función ha sido representada en la Figura 3.0.1. La función tiene un valor máximo para $x = x_m$ que se obtiene con la condición

$$\frac{dy}{dx} = 0 \quad x^3 - 15x^2 - 9x - 1 = 0 \quad (1)$$

cuya única solución real es la raíz $x \approx 15,6$. Para todos los valores de $x > x_m$

la velocidad requerida va siendo menor. Este paradójico resultado nos sugiere la idea de utilizar una órbita de transferencia de Hohmann con un apogeo muy alejado $R_F \gg R_I$ y volver después a R_F por una transferencia similar. Considerando el límite, la órbita de transferencia sería parabólica, en cuyo caso tendríamos.

$$y(X \rightarrow \infty) = \lim_{X \rightarrow \infty} y = \sqrt{2}-1$$

El incremento de velocidad necesario para volver desde "el infinito" a la órbita F sería igual a la velocidad de escape de la órbita F.

$$\Delta v_H = v_F(\sqrt{2}-1)$$

y el incremento de velocidad adimensional para la maniobra total sería, una vez adimensionalizada

$$Y = (\sqrt{2}-1) (1+x)^{-1/2}$$

Esta función ha sido representada en la Figura 301 junto con la anterior. El punto de intersección se halla igualando ambas, lo que nos conduce a resolver

$$x^3 - (7+4\sqrt{2}) x^2 + (3+4\sqrt{2}) x - 1 = 0$$

cuya solución real es $x_1 \approx 12$, lo que nos permite enunciar las siguientes conclusiones como reglas límites para las transferencias de Hohmann

- para $0 < x < 12$ la transferencia standard de Hohmann es la más adecuada. Este es nuestro caso y esta es la razón de su utilización para puesta en órbita de satélites geoestacionarios, ($x = 6,4$)
- para $x > 12$ parece ser mejor la transferencia a un punto alejado, por lo cual vamos a estudiar la transferencia bieliptica (Figura 302).

La transferencia bieliptica es como sigue: Desde una órbita circular se aplica un impulso y se inicia la transferencia en el periápside según una órbita elíptica, cuyo apoápside está más alejado del centro atractivo, que la órbita circular externa a la que se trata de llegar. En el apoápside se aplica un nuevo impulso y se inicia el retorno según una nueva elipse de transferencia con periápside en la órbita final deseada. En éste nuevo punto de tangencia, se aplica otro impulso, esta vez en contra de la velocidad para dejarla en el valor requerido para que la órbita final sea circular.

En consecuencia, la transferencia bieliptica requiere la aplicación de tres impulsos cuya suma, adimensionalizando con

$$\frac{\Delta v_{TB}}{v_I} = z$$

$$\frac{R_F}{R_I} = x$$

$$\frac{R_T}{R_I} = p$$

es de la expresión

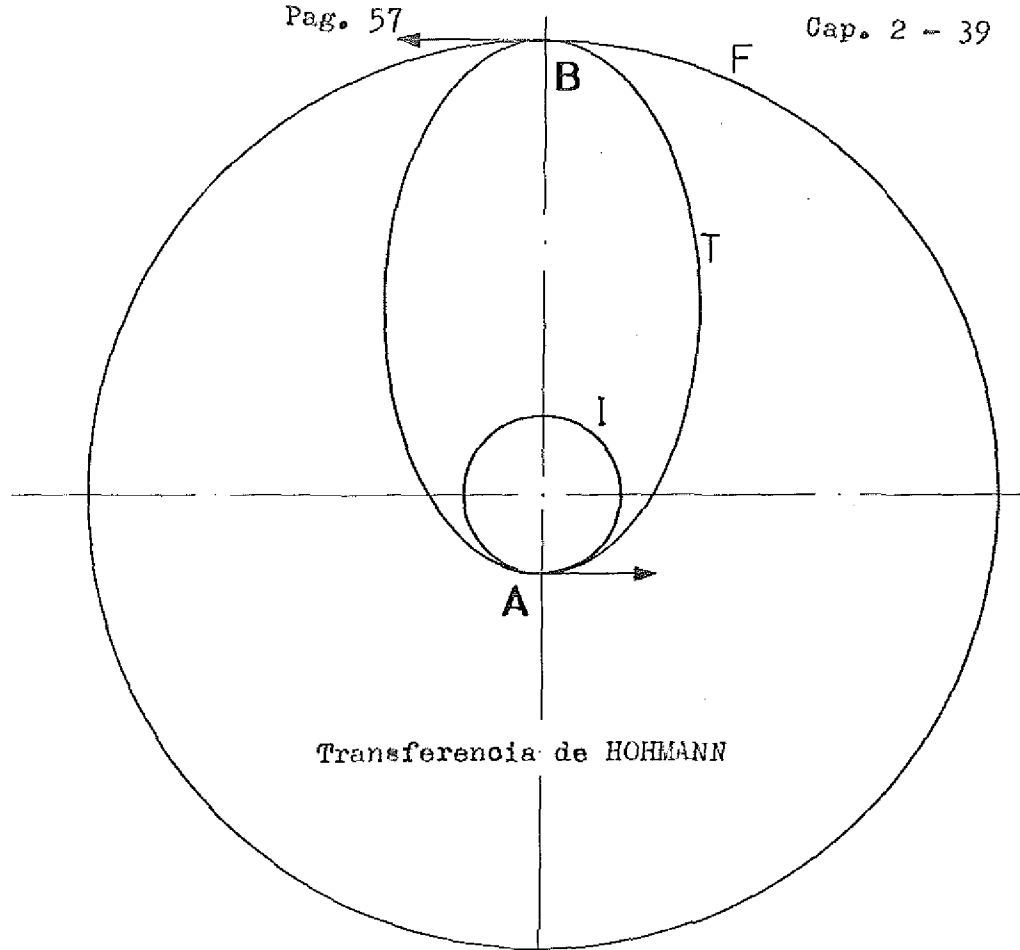
$$z = \left(\frac{2p}{1+p} \right)^{1/2} - 1 + \left(\frac{2}{p} \right)^{1/2} \left[\frac{1}{\left(1 + \frac{p}{x}\right)^{1/2}} - \frac{1}{(1+p)^{1/2}} \right] + x^{-1/2} \left[\left(\frac{2p}{x+p} \right)^{1/2} - 1 \right]$$

Si tratamos de obtener los máximos de esta función respecto a p , nos encontramos la sorpresa de obtener la misma ecuación (1). Los resultados se muestran gráficamente en la Figura 302. Para $x=p$ las curvas bielípticas degeneran en la curva $y=f(x)$ de transferencia standard de Hohmann, por definición. Para $x=x_m$ se obtiene la curva límite superior, que se inicia en el valor máximo de la de Hohmann. Consideremos una cualquiera de las curvas representadas, por ejemplo la de $x=30$. El punto inicial H de esta curva, determina el impulso requerido para efectuar la transferencia de Hohmann. Los puntos a la derecha de H , muestran el impulso total necesario para efectuar la misma transferencia por el método bielíptico. Como se muestra en la figura, el valor de z es menor que el correspondiente a la transferencia de Hohmann, y disminuye cuando p aumenta.

Resumiendo, diremos que para $x < 12$, debe utilizarse la transferencia de Hohmann; para $x > 15,6$ la bielíptica; y entre $12 < x < 15,6$ es necesario verificar calculando ambos gastos en impulso y tomando la que dé el menor.

Hemos estado optimizando en cuanto a consumo de propulsante (impulso) pero no hay que olvidar que ciertas misiones tienen la minimización del tiempo de vuelo como un imperativo mayor.

En nuestro caso no hay duda posible, nuestro $x=6,4$ queda optimizado en impulso necesario usando la transferencia de Hohmann, y el tiempo no tiene importancia porque es del orden de horas solamente.



Transferencia
biparabólica

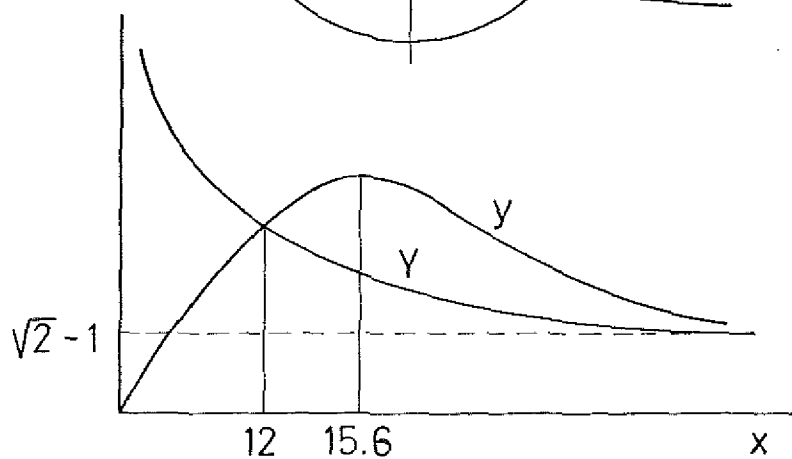
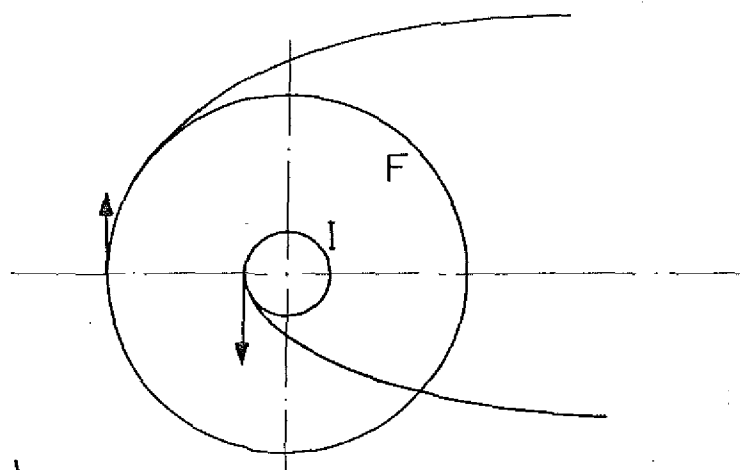


Fig. 3.0.1

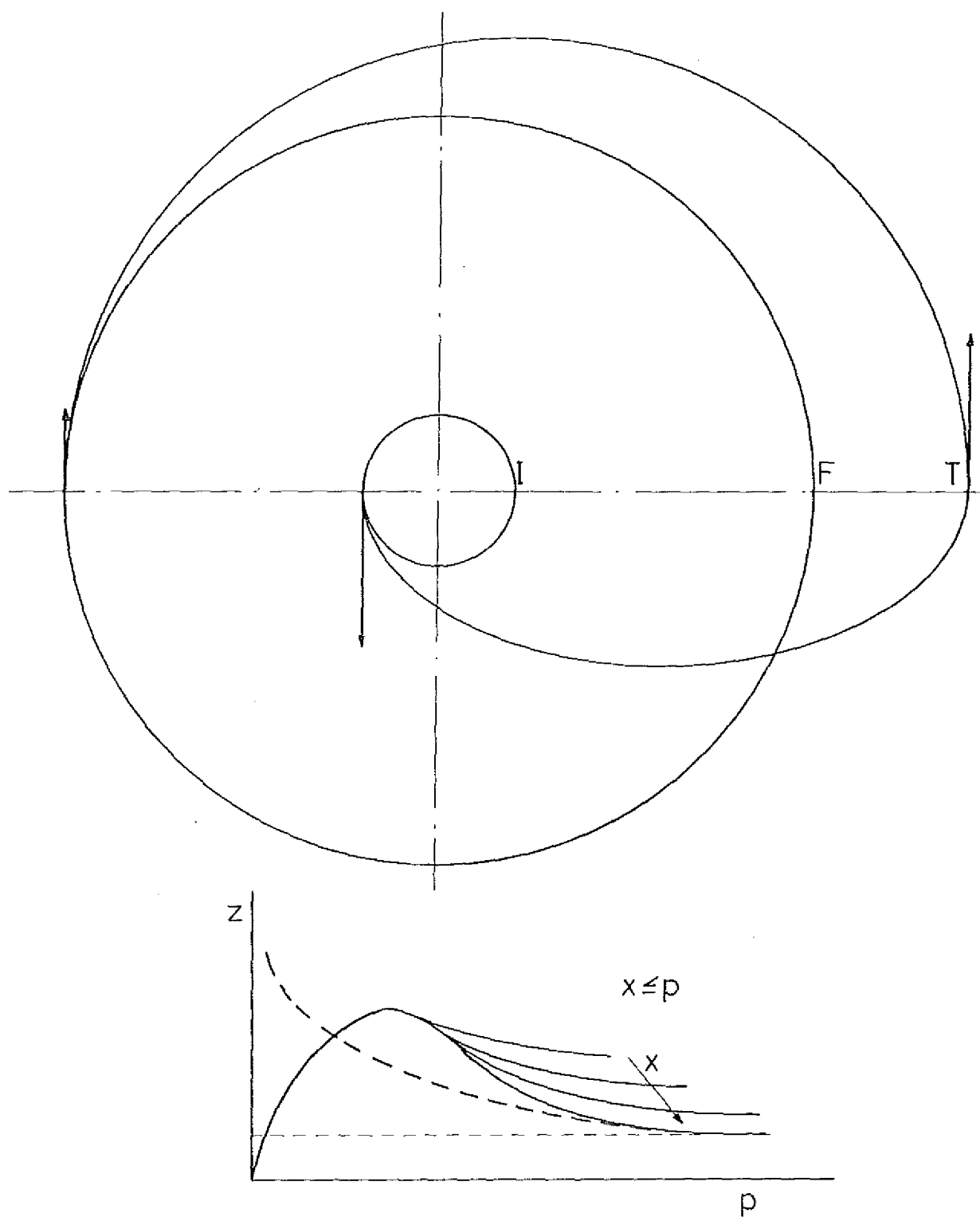
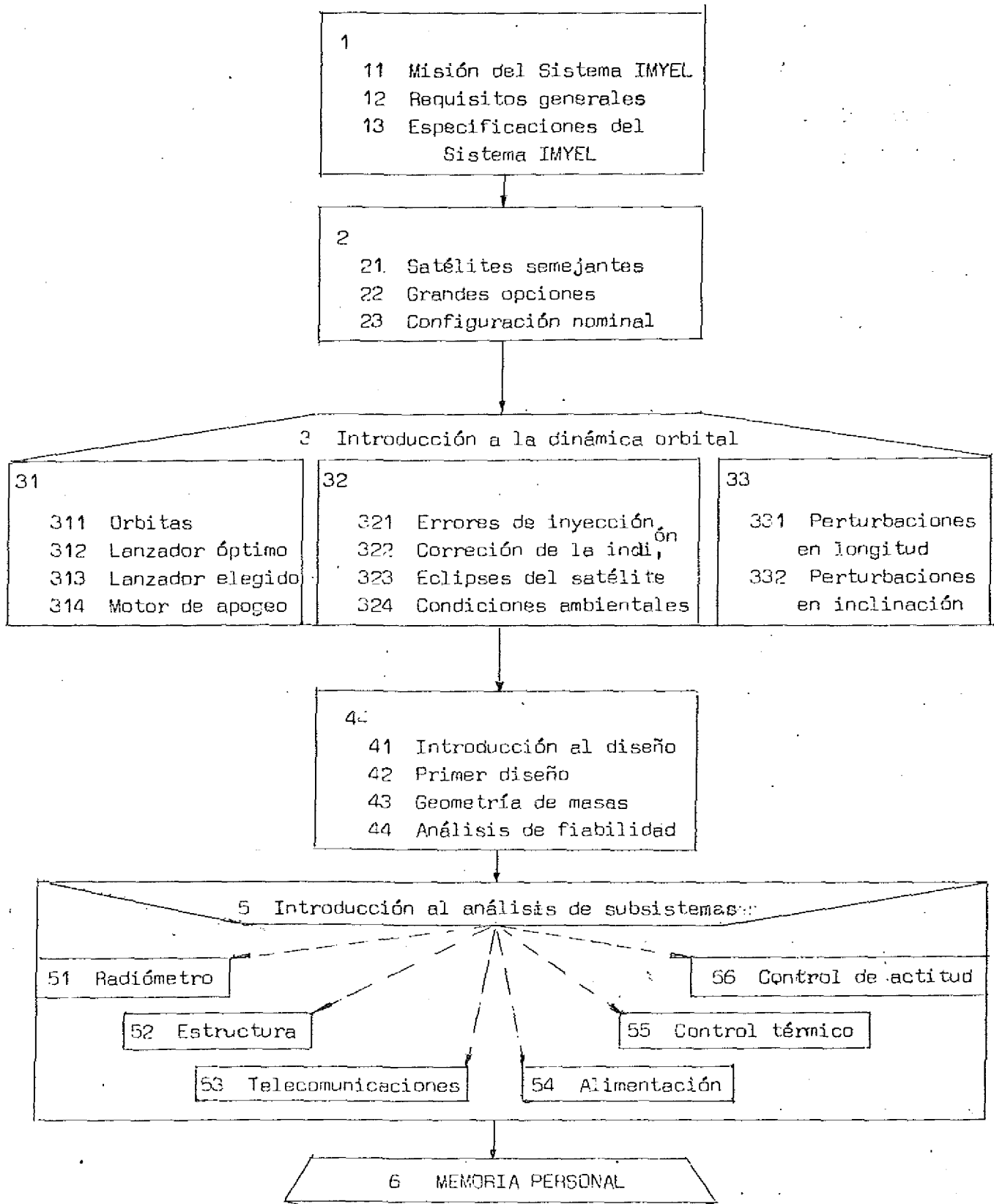


Fig. 3.0.2

Transferencias bielépticas



I N D I C E

- 3. INTRODUCCION A LA DINAMICA ORBITAL
 - 3.1.1 ORBITAS
 - 3.1.1.1 Características de la órbita de espera
 - 3.1.1.2 Características de la órbita geosíncrona
 - 3.1.1.3 Características de la órbita de transferencia
 - 3.1.2 ESTUDIO DEL LANZADOR OPTIMO
 - 3.1.2.1 Masa en órbita de espera
 - 3.1.2.2 Lanzador Óptimo
 - 3.1.3 ELECCION DEL LANZADOR A UTILIZAR
 - 3.1.3.1 Descripción del Thor-Delta 2914
 - 3.1.4 MOTOR DE APOGEO
 - 3.1.5 BIBLIOGRAFIA

NOMENCLATURALetras latinas:

A , área
 a , semieje mayor de la elipse
 a_{i0} , aceleración inicial de la etapa i
 b , semieje menor de la elipse
 c , distancia focal de la elipse
 E , empuje
 e , excentricidad
 I , impulso específico
 I_i , momento de inercia respecto al eje i
 L , longitud
 M , masa
 M_i , masa de la etapa i
 M_{oi} , masa de la etapa i y superiores
 M_{pi} , masa de propulsante de la etapa i
 p , presión
 R , radio
 T , periodo
 t , tiempo
 u , anomalía excéntrica
 v , velocidad

Letras griegas:

θ , ángulo girado por la tierra
 ξ_{oi} , relación de masa de propulsante de la etapa i , a masa de la etapa i y superiores
 ξ_{si} , relación estructural de la etapa i (masa de propulsante/masa etapa)
 φ , anomalía verdadera
 μ , constante gravitatoria terrestre
 ρ , densidad
 ω , velocidad angular de la tierra

Subíndices:

a , apogeo
 B , combustión
 c , cámara
 cr , crítica
 e , espera
 f , fricción
 g , gases
 i , subíndice genérico
 i , ideal
 ma , motor de apogeo
 mp , motor de perigeo
 nm , nivel del mar
 p , perigeo
 pa , propulsante de apogeo

pp, propulsante de perigeo
s, salida
s, síncrono
st. satélite
t,s, tierra-sol
t, transferencia
v, vacío

3.1.1. O R B I T A S

Tenemos que poner en órbita síncrona nuestro satélite. Esta es una órbita alta, así que hay que utilizar la técnica de órbita de transferencia. Consiste este artificio en utilizar un lanzador que desde la superficie de la tierra ponga una masa en órbita circular baja, de espera, desde la cual un impulsor le comunique un movimiento elíptico (órbita de transferencia, u órbita de Hohmann) que le haga alcanzar la altura geosíncrona en el punto de apogeo, en el cual, un motor (motor de apogeo), proporcione el impulso necesario para mantener el satélite en órbita circular de esa altura (ver Figura 3.1.1).

Vamos a calcular ahora unos valores que nos servirán en todo el estudio dinámico:

Datos: Radio de la tierra

$$R = 6,37812 \cdot 10^6 \text{ m}$$

Constante de gravitación terrestre

$$\mu = 3,98603 \cdot 10^{14} \text{ m}^3 \text{ s}^{-2}$$

Definición de la unidad de tiempo

$$1 \text{ seg} = \frac{1 \text{ día solar medio}}{86400}$$

Período del movimiento de la tierra

respecto al sol

$$T_{t,s} = 365,25 \text{ días solares medios}$$

Hipótesis: Con los datos del proyecto, podría optimizarse la altura de la órbita de espera para poner la máxima carga útil en órbita síncrona, pero como la mejora que llega a obtenerse es insignificante, no vale la pena optimizar, y basta fijar una órbita de una altura entre 100 y 250 Km para obtener excelentes resultados. Nosotros fijamos ya un valor de 200 Km con el fin de evitar la fricción atmosférica.

$$\text{Radio de órbita de espera } R_e = 6,57812 \cdot 10^6 \text{ m}$$

3.1.1.1. Características de la órbita de espera.

Una órbita circular de 200 Km de altura tiene:

$$v_e = \left(\frac{\mu}{R_e} \right)^{1/2} = \left(\frac{3,98603 \cdot 10^{14}}{6,57812 \cdot 10^6} \right)^{1/2} = 7,7843 \cdot 10^3 \text{ ms}^{-1}$$

$$T = \frac{2\pi R_e}{v} = \frac{2 \cdot \pi \cdot 6,57812 \cdot 10^6}{7,7843 \cdot 10^3} = 5,3096 \cdot 10^3 \text{ s} = 1^{\text{h}} 28^{\text{m}} 29,6^{\text{s}}$$

3.1.1.2 Características de la órbita geosíncrona.

Nominalmente, una órbita geosíncrona, llamada también geostacionaria, o simplemente síncrona o estacionaria, es aquella en la que una masa sometida a la sola atracción gravitatoria terrestre, parece inmóvil a un observador fijo a la tierra. Sabemos la velocidad de rotación de la tierra, $\bar{\omega}$, así que la órbita síncrona debe ser plana, perpendicular al eje de giro de la tierra, y centrada en el C. D. G. de la tierra, y por lo tanto, debe ser ecuatorial, con las características siguientes:

Periodo = $T_s = T$ = periodo de rotación de la tierra

Debemos calcular, por tanto, la duración del día sidéreo = T

$$T = T_{t,s} \left(1 - \frac{1}{365,25}\right) = 8,46 \cdot 10^4 \left(1 - \frac{1}{3,6525 \cdot 10^2}\right) = 8,616345 \cdot 10^4 \text{ s}$$

La tercera ley de Kepler da

$$\frac{R_s^3}{T_s^2} = \frac{\mu}{4\pi^2}$$

$$R_s = \left(\frac{\mu}{4\pi^2} T_s^2\right)^{1/3} = \left(\frac{3,98603 \cdot 10^{14}}{4 \cdot \pi^2} \cdot (8,616345 \cdot 10^4)^2\right)^{1/3} = 4,2164 \cdot 10^7 \text{ m.}$$

$$v_s = \left(\frac{\mu}{R_s}\right)^{1/2} = \left(\frac{3,98603 \cdot 10^{14}}{4,2164 \cdot 10^7}\right)^{1/2} = 3,07467 \cdot 10^3 \text{ m.s}^{-1}$$

3.1.1.3 Características de la órbita de transferencia.

Es una órbita elíptica de un radio de perigeo R_e , y de un radio de apogeo R_s . La ecuación de las energías nos da:

$$E_{\text{cinética}} + E_{\text{potencial}} = \text{cte}$$

$$\frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} = -\frac{\mu}{2a}$$

siendo a el semieje mayor, y r el radio vector

$$2a = R_e + R_s$$

de donde

$$v_p = \left(2\mu \left(\frac{1}{R_e} - \frac{1}{R_e + R_s}\right)\right)^{1/2} = 1,02389 \cdot 10^4 \text{ m.s}^{-1}$$

$$v_a = \left(2\mu \left(\frac{1}{R_s} - \frac{1}{R_e + R_s}\right)\right)^{1/2} = 1,5974 \cdot 10^3 \text{ m.s}^{-1}$$

de la 3ª ley de Kepler

$$\frac{a^3}{T_t^2} = \frac{\mu}{4\pi^2}$$

$$T_t = \left[\frac{4\pi^2}{\mu} \cdot \left(\frac{R_s + R_e}{2} \right)^3 \right]^{1/2} = 3,78636 \cdot 10^4 \text{ s} = 10^{\text{h}} 31^{\text{m}} 3,6^{\text{s}}$$

La ley horaria correspondiente a esta órbita está desarrollada, con respecto a la del punto de lanzamiento (o de inyección en órbita de espera), en la Figura 3.1.2. los cálculos efectuados han sido los siguientes, partiendo de las ecuaciones de mecánica celeste:

$$\operatorname{tg} \frac{\varphi}{2} = \left(\frac{1+e}{1-e} \right)^{1/2} \operatorname{tg} \frac{u}{2}$$

$$u = \frac{1}{a} \left(\frac{\mu}{a} \right)^{1/2} t + e \sin u$$

Como conocemos el semidiámetro mayor a, y la distancia focal de la elipse c, calculamos el semieje menor b, y la excentricidad e

$$a = \frac{R_s + R_e}{2} = 2,4371 \cdot 10^7 \text{ m}$$

$$c = a - R_e = 1,7793 \cdot 10^7 \text{ m}$$

$$b = (a^2 - c^2)^{1/2} = 1,6654 \cdot 10^7 \text{ m}$$

$$e = \frac{c}{a} = \frac{1,7793 \cdot 10^7}{2,4371 \cdot 10^7} = 0,7305$$

para intervalos de tiempo de una hora, se ha calculado la anomalía exocéntrica u resolviendo la ecuación trascendente numéricamente por iteraciones

$$u = \frac{1}{a} \left(\frac{\mu}{a} \right)^{1/2} t + e \sin u = 1,67 \cdot 10^{-4} t + 0,7305 \sin u$$

con estos valores se ha calculado la anomalía verdadera, φ, (ver Figura 3.1.2) con la ecuación

$$\varphi = 2 \operatorname{arctg} \left(\left(\frac{1+e}{1-e} \right)^{1/2} \operatorname{tg} \frac{u}{2} \right) = 2 \operatorname{arctg} (2,531 \operatorname{tg} \frac{u}{2})$$

Se ha plasmado a la vez el movimiento del punto de lanzamiento solitario a la tierra, que es bien simple y responde a la ecuación (véase Figura 3.1.2):

$$\theta = \omega t = 7,29217 \cdot 10^{-5} t$$

3.1.2. ESTUDIO DEL LANZADOR OPTIMO.

Com la idea básica de utilizar un lanzador para llegar a la órbita de espera, un motor de perigeo para salir y pasar a la órbita de transferencia y un motor de apogeo para conseguir la órbita sincrónica, vamos a efectuar un estudio del lanzador óptimo según el esquema de la obra de Jenson (Referencia) ayudados con la de White (Referencia 3).

Este estudio no va a tener más que un interés formal en el proyecto, pues resulta obvio que habrá que ceñirse al mercado existente, ya que los enormes gastos que trae consigo el desarrollo de un nuevo cohete, tan sólo pueden ser competitivos si se tratara de una gran serie de lanzamientos similares y no hubiese ningún modelo en el mercado que se acercase a las características óptimas. Podemos decir que hoy día, el único proyecto que ha exigido la creación de un nuevo cohete, ha sido el Proyecto Apollo (lanzador Saturno V).

Ante todo, necesitamos hacer una estimación de la masa que es necesario ponga el lanzador en órbita de espera para que a órbita sincrónica lleguen los 300 Kg nominales de masa del satélite.

3.1.2.1. Masa en órbita de espera.

En órbita de espera tiene que estar el conjunto satélite-motor de apogeo-motor de perigeo. Como trabajamos con una masa del satélite estimada en 300 Kg necesitamos conocer las masas de ambos motores para lo cual planteamos las siguientes hipótesis.

Hipótesis: Los motores serán de combustible sólido con un impulso específico de unos 2500 ms^{-1} y con una relación estructural $\xi_s = \frac{M_p}{M_m} = 0,8$ en ambos. Estos motores tienen que dar los impulsos de apogeo y perigeo, que valen:

$$\Delta v_p = v_p - v_e = 1,02389 \cdot 10^4 - 7,7843 \cdot 10^3 = 2,4546 \cdot 10^3 \text{ ms}^{-1}$$

$$\Delta v_a = v_s - v_a = 3,07467 \cdot 10^3 - 1,5974 \cdot 10^3 = 1,47727 \cdot 10^3 \text{ ms}^{-1}$$

con lo cual podemos calcular las masas necesarias por el procedimiento siguiente:

$$F = m \frac{dv}{dt}$$

$$F = \dot{m} \cdot I = - \frac{dm}{dt} I$$

$$-dm \cdot I = m \cdot dv$$

$$dv + I \frac{dm}{m} = 0$$

$$v + I \cdot \ln m = \text{cte}$$

$$\Delta v_p + I \cdot \ln \frac{M_{st} + M_{mp} + M_{ma} - M_{pp}}{M_{st} + M_{mp} + M_{ma}} = 0$$

$$\Delta v_a + I \cdot \ln \frac{M_{st} + M_{ma} - M_{pa}}{M_{st} + M_{ma}} = 0$$

$$\frac{M_{pp}}{M_{mp}} = 0,8$$

$$\frac{M_{pa}}{M_{ma}} = 0,8$$

llegando a este sistema de 4 ecuaciones con 4 incógnitas que vamos a resolver a continuación:

$$\frac{M_{st} + M_{mp} + M_{ma} - 0,8 M_{mp}}{M_{st} + M_{mp} + M_{ma}} = e^{-\frac{\Delta v_p}{I}} = e^{-\frac{2,455 \cdot 10^3}{2,5 \cdot 10^3}} = 0,3746$$

$$\frac{M_{st} + M_{ma} - 0,8 M_{ma}}{M_{st} + M_{ma}} = e^{-\frac{\Delta v_a}{I}} = e^{-\frac{1,4773 \cdot 10^3}{2,5 \cdot 10^3}} = 0,5538$$

vamos ya que estas masas van a ser proporcionales a la del satélite, con lo cual, si luego hubiera que modificar este valor de masa nominal, bastaría aplicarles los mismos coeficientes, que resultan ser:

Si el satélite tiene 300 kg		
$M_{mp} = 8,09785 \cdot M_{st}$		$= 2429 \text{ kg}$
$M_{ma} = 1,261 \cdot M_{st}$		$= 378 \text{ kg}$
$M_e = 10,35895 \cdot M_{st}$		$= 3108 \text{ kg}$

Luego ya hemos encontrado lo que buscábamos, la masa en órbita de espera

$$M_e = M_{st} + M_{mp} + M_{ma} = 3108 \text{ kg para valor nominal.}$$

Realmente, se ha pensado retener la estructura del motor de apogeo en órbita sincrónica, porque nos sirve de estructura soporte, pero eso no influye aquí, antes bien, este estudio nos sirve para calcularla y obtener la masa total en órbita sincrónica, M_s .

Hemos visto que para $M_{st} = 300$ kg resulta $M_{ma} = 378$ kg cuya estructura tendrá $M_{sma} = (1-0,8) \cdot M_{ma} = 75,6$ kg lo que nos da una masa en órbita síncrona que tomamos nominalmente de $M_s = 375$ kg con la cual habremos de calcular los consumos para lograr las correcciones deseadas.

Vamos a estudiar ahora las masas del lanzador óptimo que pondría estos 3108 kg en órbita de espera de 200 km de altitud.

3.1.2.2. Lanzador óptimo.

Tomaremos como base de nuestro estudio el Capítulo 4 de la obra de JENSEN "Orbital Fligth" (Referencia 2).

Hipótesis:

- suponemos que será de 3 etapas, que está considerado óptimo para cohetes grandes.
- suponemos que los combustibles apropiados serían:

1ª etapa $LO_2 + JP-4$	$I_{nm} = 2640 \text{ ms}^{-1}$	$I_v = 3200 \text{ ms}^{-1}$	$I = 2920 \text{ ms}^{-1}$
2ª etapa $LO_2 + JP-4$	$I_{nm} = 2640 \text{ ms}^{-1}$	$I_v = 3200 \text{ ms}^{-1}$	$I = 3200 \text{ ms}^{-1}$
3ª etapa $LO_2 + LH_2$	$I_{nm} = 3640 \text{ ms}^{-1}$	$I_v = 4440 \text{ ms}^{-1}$	$I = 4440 \text{ ms}^{-1}$
		$\Sigma I = 10560 \text{ ms}^{-1}$	

Es decir, las dos primeras etapas, de Keroseno y oxígeno líquido, con un impulso específico a nivel del mar $I_{nm} = 2640 \text{ ms}^{-1}$ y en vacío $I_v = 3200 \text{ ms}^{-1}$. Tomamos el valor medio para la 1ª etapa y en vacío para la 2ª. Para la 3ª, que es de oxígeno e hidrógeno líquidos se toma el impulso en vacío, claro está.

- suponemos que los incrementos de velocidad que proporciona cada etapa, son directamente proporcionales a los impulso específicos respectivos, lo cual puede demostrarse que es óptimo si se trata de escalones con una misma relación ξ_{oi} de masa de propulsante de la etapa i a masa de la etapa i y superiores.

- suponemos los valores nominales, esto es, 3108 kg de carga útil en una órbita de espera de 200 km de altura.

- suponemos que las aceleraciones iniciales óptimas son:

1ª etapa	$a_{10} = 15 \text{ ms}^{-2}$
2ª etapa	$a_{20} = 12 \text{ ms}^{-2}$
3ª etapa	$a_{30} = 10 \text{ ms}^{-2}$

Se trata de calcular las seis masas correspondientes a estructuras y propulsores de las tres etapas. Realmente, se ha pensado retener la estructura del motor de apogeo (a fin de obtener un mejor reparto de masas) en la fase sincrónica, pero ese hecho no influye en este apartado. ~~Aún más, sería aquí donde obtengamos los datos de la masa del motor de apogeo y de su estructura, y por tanto la masa total en órbita sincrónica.~~ La resolución se hará de esta forma: necesitamos obtener la velocidad de circulación ^{v_{i2}} en la órbita de espera que es: $v_e = 7,7843 \cdot 10^3 \text{ ms}^{-1}$. Como el lanzamiento se hace desde la base de Kourou en la Guayana Francesa, en el Ecuador, en dirección Este, es decir, a favor, el lanzador sale ya con una velocidad de arrastre ωR . La atmósfera frena el vehículo, quitándole parte de su impulso, v_f , a causa de la resistencia que opone al movimiento a su través del lanzador. La llamamos v_f porque casi toda la resistencia es debida a la fricción con el aire. Nosotros vamos a englobar todos estos impulsos en una velocidad ideal requerida definida por:

$$v_i = v_e - \omega R + v_f$$

con la cual vamos a trabajar. Pero, aunque las v_e y ωR son conocidas, no lo es la v_f que es necesario estimar con ayuda de la Figura del capítulo 4 ya citado. Dicha figura para nuestro caso de 200 Km de altura, corresponde a la ecuación

$$v_f = 1,5 T_B + 1050 \quad (\text{en unidades del S.I.})$$

La v_i necesaria, la tendrán que proporcionar entre las tres etapas, así que

$$v_i = v_{i1} + v_{i2} + v_{i3}$$

Repitiendo aquí el conocido cálculo del impulso de un motor ideal

$$F = m \frac{dv}{dt}$$

$$F = \dot{m} I = - \frac{dm}{dt} I$$

$$-dm I = m dv$$

$$dv + I \frac{dm}{m} = 0$$

$$v + I \ln m = \text{cte}$$

$$\Delta v + I \ln \frac{m_o - m_p}{m_o} = 0$$

llamando

$$\xi_{oi} = \frac{M_{pi}}{M_{oi}} = 1 - e^{-\frac{v_{ii}}{I_i}} = 1 - e^{-\frac{v_i}{\sum I_i}} = \xi_o$$

Es decir, siendo v_{ii} el incremento de velocidad ideal que da una etapa genérica i , e I_i su impulso específico, con la hipótesis de proporcionalidad resulta que los ξ_o son iguales, lo cual quiere decir que la masa de propulsante de una etapa es directamente proporcional a toda la masa que debe ella impulsar. Pero todavía no conocemos este valor ξ_o , porque el término v_f de la v_i , está aún sin determinar. Vamos con ello ahora:

$$T_B = T_{B1} + T_{B2} + T_{B3}$$

$$T_{Bi} = \frac{M_{pi}}{m_{ii}}$$

$$F = I \dot{m} \quad \dot{m} = \frac{F}{I}$$

$$T_{Bi} = \frac{M_{pi}}{\frac{F_i}{I_i}} = I_i \frac{M_{pi}}{F_i} = I_i \frac{\frac{M_{pi}}{M_{oi}}}{\frac{F_i}{F_o}} = I_i \frac{\xi_o}{a_{io}}$$

$$T_B = \xi_o \left(\frac{I_1}{a_{10}} + \frac{I_2}{a_{20}} + \frac{I_3}{a_{30}} \right) = 905,33 \xi_o$$

$$v_i = v_e - gR + v_f = 7,7843 \cdot 10^3 - 7,29 \cdot 10^{-5} \cdot 6,37812 \cdot 10^6 + v_f = 7,3192 \cdot 10^3 + v_f$$

$$v_f = 1,5 \frac{T_B}{m_B} + 1050$$

$$v_i = 8,3629 \cdot 10^3 + 1,5 \frac{T_B}{m_B}$$

$$\xi_o = 1 - e^{-\frac{v_i}{\sum I_i}} = \frac{T_B}{\frac{905,33}{8,3629 \cdot 10^3 + 1,5 \frac{T_B}{m_B}}}$$

$$T_B = 905,33 \cdot \left[1 - e^{-\frac{905,33}{8,3629 \cdot 10^3 + 1,5 \frac{T_B}{m_B}}} \right]$$

ecuación trascendente, que resuelta numéricamente por iteraciones, nos da como solución

$$T_B = 525 \text{ s} = 8^m 45^s$$

$$\xi_0 = 0,580$$

$$v_f = 1,837 \cdot 10^3 \text{ m.s}^{-1}$$

$$v_i = 9,4567 \cdot 10^3 \text{ m.s}^{-1}$$

Si definimos una relación estructural ξ_{si} como

$$\xi_{si} = \frac{M_{pi}}{M_i}$$

tendremos que se verificará la relación de masas:

$$\frac{M_i}{M_{oi+1}} = \frac{1}{\frac{\xi_{si}}{\xi_{oi}} - 1}$$

(demostración: $\frac{1}{\frac{\xi_{si}}{\xi_{oi}} - 1} = \frac{1}{\frac{M_{oi}}{M_i} - 1} = \frac{M_i}{M_{oi} - M_i} = \frac{M_i}{M_{oi+1}} \quad)$

Sin embargo, estos factores de relación estructural, ξ_{si} , dependen a su vez de las masas de las etapas. Una optimación, tal vez algo optimista, de esta relación entre ξ_{si} , y M_i , viene dada en el gráfico de la página 5-65 de la obra de WHITE (Referencia 3), que puede aproximarse por una hipérbole que, para facilidad de cálculo, se ha tomado en la forma

$$\frac{1}{M_i} = 7,0838 \cdot 10^{-3} \xi_{si}^2 - 1,368 \cdot 10^{-2} \cdot \xi_{si} + 6,627 \cdot 10^{-3}$$

(en unidades del S. L)

con ello, vamos a poder calcular las masas de las etapas. Empezamos por la 3ª

$$\frac{M_{oi+1}}{M_i} = \frac{\xi_{si}}{\xi_0} - 1$$

$$\frac{M_{oe}}{M_3} = \frac{\xi_{s3}}{0,58} - 1$$

$$\begin{cases} \frac{1}{M_3} = 5,54742 \cdot 10^{-4} \xi_{s3}^2 - 3,2175 \cdot 10^{-4} \\ \frac{1}{M_3} = 7,0838 \cdot 10^{-3} \xi_{s3}^2 - 1,368 \cdot 10^{-2} \cdot \xi_{s3} + 6,627 \cdot 10^{-3} \end{cases}$$

$$7,0838 \cdot 10^{-3} \xi_{s3}^2 - 1,42355 \cdot 10^{-2} \xi_{s3} + 6,94875 \cdot 10^{-3} = 0$$

$$\xi_{s3} = 0,8355$$

$$M_3 = 7056 \text{ kg}$$

$$M_{O3} = 10164 \text{ kg}$$

Para la 2ª etapa, tendremos

$$\frac{M_{O3}}{M_2} = \frac{f_{s2}}{f_0} - 1$$

$$\begin{cases} \frac{1}{M_2} = 1,6963 \cdot 10^{-4} f_{s2}^{-4} - 9,83865 \cdot 10^{-5} \\ \frac{1}{M_2} = 7,0838 \cdot 10^{-8} f_{s2}^{-8} - 1,368 \cdot 10^{-2} f_{s2}^{-2} + 6,627 \cdot 10^{-3} \end{cases}$$

$$7,0838 \cdot 10^{-8} f_{s2}^{-8} - 1,368 \cdot 10^{-2} f_{s2}^{-2} + 6,627 \cdot 10^{-3} = 0$$

$$f_{s2} = 0,8981$$

$$M_2 = 18530 \text{ kg}$$

$$M_{O2} = 28694 \text{ kg}$$

Para la 1ª etapa, tendremos

$$\frac{M_{O2}}{M_1} = \frac{f_{s1}}{f_0} - 1$$

$$\begin{cases} \frac{1}{M_1} = 6,0087 \cdot 10^{-5} f_{s1}^{-5} - 3,485 \cdot 10^{-5} \\ \frac{1}{M_1} = 7,0838 \cdot 10^{-8} f_{s1}^{-8} - 1,368 \cdot 10^{-2} f_{s1}^{-2} + 6,627 \cdot 10^{-3} \end{cases}$$

$$7,0838 \cdot 10^{-8} f_{s1}^{-8} - 1,374 \cdot 10^{-2} f_{s1}^{-2} + 6,662 \cdot 10^{-3} = 0$$

$$f_{s1} = 0,96$$

$$M_1 = 43795 \text{ kg}$$

$$M_{O1} = 72489 \text{ kg}$$

$$M_{\text{lanzador}} = 69381 \text{ kg}$$

Este sería el lanzador óptimo, es decir, aquél que pondría en esa órbita la carga de pago con un peso mínimo al despegue, que vemos sería de unas setenta y dos toneladas y media.

Sin embargo, como ya se anticipó, no podemos servirnos de este estudio más que a modo indicativo, y debemos ceñirnos a usar uno de los lanzadores que estén disponibles en el mercado de la época de lanzamiento, es decir, a mediados de 1978.

3.1.3 ELECCION DEL LANZADOR A UTILIZAR

El éxito de operación de un sistema como el IMYEL, está condicionado por la buena ejecución de un cierto número de tareas operacionales entre la preparación del lanzamiento y el final de vida del satélite. Esta dependencia es muy estrecha en cuanto a los tres grandes módulos: satélite, estaciones, y lanzador.

La primera operación difícil de la vida del sistema es la inyección del compuesto satélite-motor de apogeo en la órbita elíptica de transferencia, operación realizada por el lanzador. El paso de esta órbita a la órbita geoestacionaria definitiva lo asegura el motor de apogeo con los equipos de pilotaje propios del satélite.

La elección del lanzador a utilizar debe ser hecha en función de las características del satélite (peso, volumen, y distribución de masas) y de la órbita deseada.

Para poner en órbita geoestacionaria un satélite del orden de los 300 Kg. lo que corresponde a unos 678 Kg en órbita de transferencia, el lanzador más apropiado de los que pueda disponerse, parece ser el Thor-Delta 2914 (serie de 4 cifras). Hay varios tipos de Thor-Delta, vendidos casi "sobre catálogo", que difieren por la naturaleza de las etapas, el número de cohetes de apoyo al despegue en la primera etapa, y el diámetro de la ojiva. Según las últimas informaciones de la empresa constructora (Mao Donnell Douglas) y de la NASA (Proyecto Delta del Goddard Space Flight Center) a partir de 1974, todos los cohetes Thor-Delta están equipados con la nueva ojiva amplia de 2,4 m. de diámetro. Esta es la serie de 4 dígitos, cuyo código es el siguiente para el Thor-Delta 2914.

2 = primera etapa larga del tipo H-I

9 = 9 cohetes de apoyo en la primera etapa, del tipo Castor I

1 = segunda etapa AJ 10-118 F de 2,4 m de diámetro

4 = tercera etapa TE 364-4

Este cohete es capaz de poner en órbita de transferencia unos 685 Kg de carga útil, que concuerda exactamente con nuestros requerimientos nominales. La carga útil comprende:

-- el satélite

- el motor de apogeo
- los dispositivos de unión del satélite al motor de apogeo
- los dispositivos de unión del conjunto a la 3ª etapa del lanzador.

3.1.3.1 Descripción del Thor-Delta 2914 (Figura 3.1.3).

El Thor-Delta 2914 puede dividirse en las siguientes partes:

- Una primera etapa de propulsores líquidos, Keroseno-oxígeno líquido (JP-4, LO_2) equipada con un motor H-1 y 9 cohetes de apoyo de propulsante sólido, thiokol (TX 354-5), que se desprenden después de su combustión.
- Una segunda etapa presurizada de propulsores líquidos, dimetil-hidracina-asimétrica-tetróxido de nitrógeno ($UDMH, N_2O_4$) que corresponde al modelo Aerojet General AJ 10-118 F, del tipo de reignición posible, de un diámetro de 2,43 m, guiado en cabeceo y guiñada en la fase propulsada. El control de balanceo en las fases propulsadas y balística, así como el control en cabeceo y guiñada en la fase balística, están asegurados por un sistema de eyección de gas frío.

El compartimiento de guiado de la 2ª etapa, incluye el equipo de control de vuelo, el sistema inercial de guiado, la instrumentación, la alimentación, etc.

- La unión entre las etapas 2ª y 3ª se hace por una plataforma giratoria que soporta la 3ª etapa.

- La 3ª etapa es de propulsante sólido, Thiokol 364-4

El conjunto satélite-motor de apogeo está unido a la 3ª etapa por una pieza de fijación que, de momento, se ha pensado en utilizar una caja normalizada de unión, de 37 inch de diámetro por 40 inch de altura (ver Figura 3.1.4). Este compartimiento incluye el secuencímetro y el sistema de separación del conjunto, de la 3ª etapa.

- Una ojiva troncocónica de 2,43 m de diámetro formada por dos chapas de aluminio y rematada por un casquete esférico, completan el lanzador. En la etapa propulsada de la segunda etapa, hacia una altitud de unos 120 Km, se abre esta ojiva y se separa del conjunto. La envoltura de la carga de pago se muestra en la Figura 3.1.5.

Durante la fase de propulsión el lanzador impone al vehículo cargas mecánicas que deben tenerse presentes para el diseño y cálculo del tamaño y la es-

estructura del satélite. Los niveles de estas cargas pueden obtenerse del "Delta Spacecraft Design Restraints" de octubre de 1968 y la nueva revisión de octubre del 71. En ellas tenemos los datos de:

- Ruido blanco-vibración sinusoidal
- Ruido acústico
- Choques
- Aceleraciones (lineales y centrípetas)

que vamos a resumir en las tablas siguientes.

La determinación de los niveles de carga que deberán poder soportar los diferentes equipos del satélite no será posible más que cuando el estudio de la dinámica de la estructura esté más avanzado. Como no disponemos de este estudio, se han establecido niveles provisionales a partir de los elementos de proyectos similares.

El motor de apogeo impone así mismo cargas mecánicas que será necesario también considerar en le dimensionado del satélite y la elección de equipos.

Calificación de la unidad de prueba		Verificación de la unidad de vuelo	
Niveles del test de vibración sinusoidal:			
Según el eje	Frecuencia (Hz)	Aceleración máxima (g's)	
longitudinal	5 - 17	2,0	1,5
	17 - 23	8,2	4,5
	23 - 100	2,3	1,5
Según el eje	Frecuencia (Hz)	Aceleración máxima (g's)	
lateral	5 - 14	1,9	1,3
	14 - 100	1,5	1,0
		Con una velocidad de barrido de	
		2 oct/min	4 oct/min
Niveles del test de ruido blanco:			
Según el eje	Frecuencia (Hz)	Densidad espectral (g^2/Hz)	
longitudinal	20 - 300	± 4 db/oct	± 4 db/oct
	300 - 2000	0,09	0,04
		Aceleracion media cuadrática (g's)	

Según el eje Frecuencia (Hz)

lateral

20 - 300
300 - 1000
1000 - 2000

20 - 2000

Densidad espectral (g^2/Hz)

+ 4 db/oct + 4 db/oct
0,135 0,06
- 6 db/oct - 6 db/oct

Aceleración media cuadrática ($g's$)

14,1 9,4

Durante un tiempo de

2 minutos cada eje 1 minuto ca
(cada eje)

Niveles del test de ruido acústico

Frecuencia (Hz)

37,5 - 75
75 - 150
150 - 300
300 - 600
600 - 1200
1200 - 2400
2400 - 4800
4800 - 9600

Global

Nivel de presión sonora (db) referida a

a 0,0002 $\frac{dinas}{cm^2}$

130 126
135 131
138 134
140 136
141 137
138 134
134 130
129 125
146 142

Durante un tiempo de (s)

60 30

Niveles del test de choque

Frecuencia

100 - 250
250 - 400
400 - 2000

Aceleración máxima ($g's$)

1,5 lateral
2,3 longitudinal , Ninguno
7,5
15

Con una velocidad de barrido de

2 oct/min

3.1.4 MOTOR DE APOGEO

Como hemos ya mencionado en 3.1.2, se trata de un motor cohete de propulsante sólido, cuya finalidad es la de suministrar el impulso nominal de circularización de la órbita de transferencia en el instante de apogeo. En aquél apartado, habíamos calculado la masa total del motor, así como su distribución entre propulsante y estructura del motor, siendo estos valores

$$M_{ma} = 378 \text{ Kg}$$

$$M_{pa} = 303 \text{ kg}$$

$$M_{ema} = 75 \text{ kg}$$

Vamos ahora a ampliar el diseño estableciendo el dimensionado y la geometría de masa de una forma aproximada. Además, nos servirá de base para el estudio estructural, ya que, como ya se dijo, la estructura del motor de apogeo se va a conservar. Se ha previsto situar en el mismo eje las dos piezas mayores del conjunto satélite, a saber el motor de apogeo y el telescopio, así que, dentro de lo posible, interesa que el motor sea lo más recogido que permitan los requerimientos de su función. Este estudio, nos es imprescindible también para el estudio de la estabilidad dinámica durante la fase de transferencia para el control de actitud.

Para este desarrollo se han considerado las siguientes hipótesis:

- carga cilíndrica de combustión lateral de sección estrellada.
- propulsante de tipo compuesto, definido por sus características.

$$\rho = 1800 \text{ kg.m}^{-3}$$

$$a = 4.10^{-3} \text{ m.s}^{-1}$$

$$n = 0,4$$

$$\text{Siendo } \dot{r} = a \left(\frac{p_o}{p_o} \right)^n$$

$$p_o = \text{presión de referencia} = 10^5 \text{ P}$$

- los gases siguen una evolución politrópica de exponente $\gamma = 1,25$ ($\Gamma(\gamma) = 0,635$)
- como valores experimentales típicos, se toman

$$\text{-- expansión de los gases } \frac{A_s}{A_{cr}} = 20$$

$$\text{-- sección de paso de gases } \frac{A_g}{A_{cr}} = 1,5$$

$$\text{-- relación del alma de la estrella al área de paso de gases } \frac{V}{R} = \frac{0,24}{0,2 + \frac{A_g}{\pi R^2}} = 0,2$$

- y los datos ya tomados

$$\text{-- masa de propulsante} = 303 \text{ kg}$$

$$\text{-- impulso específico} = 2500 \text{ m.s}^{-1}$$

- en resumen, se van a considerar las siguientes ecuaciones del motor cohete:

$$M_p = \dot{m} \cdot T_B \quad (1)$$

$$E = \dot{m} \cdot I \quad (2)$$

$$a_{\max} = \frac{E}{M} \quad (3)$$

$$\dot{m} = \frac{P_c A_{cr}}{c^*} \quad (4)$$

$$\dot{r} = a \left(\frac{P_c}{P_o} \right)^n \quad (5)$$

$$v = \dot{r} \cdot T_B \cdot 0,85 \quad (\text{Esta corrección es para tener en cuenta el empuje residual}) \quad (6)$$

$$\frac{A_g}{A_{cr}} = 2 \quad (7)$$

$$\frac{A_s}{A_{cr}} = 20 = \Gamma \cdot \left[\left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{1/\gamma} \cdot \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right]^{-1} \quad (8)$$

$$I = c^* \cdot \Gamma \cdot \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad (9)$$

$$\frac{v}{R} = \frac{0,24}{0,2 + \frac{A_g}{\pi R^2}} - 0,2 \quad (10)$$

$$M_p = (\pi R^2 - A_g) \cdot L \cdot g \quad (11)$$

Cálculos.

Un análisis de ecuaciones e incógnitas nos lleva a conocer que disponemos todavía de dos grados de libertad, los cuales utilizaremos como parámetros para optimizar el diseño según nuestras conveniencias. Elejimos como parámetros la aceleración a_{\max} y la presión de cámara P_o .

El camino es: se sustituyen valores y se resuelve la ecuación (8). Se pasa a la (9) y se calcula c^* . Cada a_{\max} nos da un E por la (3), un \dot{m} por la (2) y un T_B por la (1). Con cada P_c y los valores anteriores, obtenemos una A_{cr} de (4), A_g de (7), v de (6) y resolviendo (10) obtenemos los R , que nos dan finalmente con (11) la L . Como resumen damos la tabulación de los valores que se han obtenido siguiendo este razonamiento (ver Tabla 3.1.1.)

La optimización es difícil debido a la gran cantidad de factores a tener en cuenta.

La elección fija de los coeficientes de la velocidad de recesión no dejan lugar a dudas: $n = 0,4$ es un moderado valor que nos deja un gran margen de estabilidad de la combustión, aumentando la fiabilidad y seguridad, como nos interesa una velocidad de recesión intermedia, más bien alta, para que sea pequeño el tiempo de combustión, $a = 4 \cdot 10^{-3} \text{ m.s}^{-1}$ es un valor apropiado, que es fácil obtener mediante aditivos.

El valor de la densidad es mas bien alto $\rho = 1800 \text{ kg.m}^{-3}$, pero existen en el mercado algunos propulsores que alcanzan ya esos valores.

La relación de expansión $A_g / A_{cr} = 20$ es adecuada a una tobera con un buen diseño en forma acampanada cuya geometría pasaremos a determinar tras este comentario.

El hecho de tomar $A_g / A_{cr} = 1,5$ no determina ninguna imposición importante.

El coeficiente de reducción de la ecuación (6) se ha tomado para tener en cuenta el empuje residual debido al propulsante en las crestas de la estrella al final de la combustión. No entramos en el diseño de la estrella, pero hemos calculado el área de quemado por la fórmula $\dot{m} = A_b \cdot \dot{r} \cdot \rho$.

De cualquier modo, suponemos realizables todas las posibles soluciones obtenidas y la optimización la hacemos en base a que queremos obtener una estructura ligera (poca presión de cámara), unas aceleraciones pequeñas ($a_{\text{máx}}$), y, sobre todo, una longitud pequeña que nos permita disponer alineados el motor de apogeo, el telescopio, y la antena, y mantenernos dentro de las posibilidades de la cofia del vehículo lanzador, por todo lo cual elegimos la solución primera, cuyos valores más destacados son:

$$c^* = 1,525 \cdot 10^3 \text{ m.s}^{-1}$$

$$a_{\text{máx}} = 10^2 \text{ m.s}^{-2}$$

$$E = 3,75 \cdot 10^4 \text{ N}$$

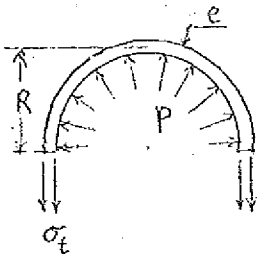
$$\dot{m} = 15 \text{ kg.s}^{-1}$$

$$T_B = 20,2 \text{ s}$$

$$A_g = 69 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$$

$$\begin{aligned}
 \dot{r} &= 1,9 \cdot 10^{-2} \text{ m.s}^{-1} \\
 R_{cr} &= 3,8 \cdot 10^{-2} \text{ m} \\
 R_s &= 0,171 \text{ m} \\
 R &= 0,358 \text{ m} \\
 L &= 0,425 \text{ m} \\
 p_o &= 50 \cdot 10^5 \text{ P} \\
 A_b &= 0,59 \text{ m}^2
 \end{aligned}$$

Para la obtención de las cotas exteriores suponemos que dotamos a la cámara de un revestimiento aislante (goma sintética refractaria) de 5 mm de espesor, lo que, unido al grosor de la pared de la cámara, nos dará el radio exterior R_{ext}



$$p \cdot 2 \cdot R = 2 \sigma_t e$$

$$e = \frac{pR}{\sigma_t} = \frac{50 \cdot 10^5 \cdot (1,15 \cdot 1,5) \cdot (0,358 + 0,005)}{1,25 \cdot 10^9} = 2,5 \cdot 10^{-3} \text{ m}$$

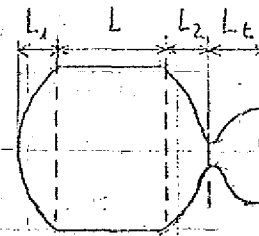
$$R_{ext} = 0,358 + 0,005 + 0,0025 = 0,3655 \text{ m}$$

Hemos considerado una cámara de acero aleado con $\sigma_{trabajo} = 125 \text{ kg/mm}^2$ y unos coeficientes de elevación de presión de 1,15 por pico de ignición y 1,5 de seguridad para obtener una elevada fiabilidad.

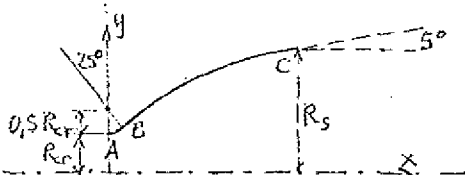
Para las bases del cilindro genérico de la cámara vamos a considerar unos redondeamientos (que siempre se ponen para evitar concentraciones de esfuerzos), dados por las expresiones

$$L_1 = 0,4 \cdot R = 0,146$$

$$L_2 = 0,6 \cdot R = 0,219$$



Para la tobera utilizamos la teoría de Rao que construye la geometría de la tobera en la forma siguiente



$$y = a x^2 - b x - c$$

$$y' = 2ax - b$$

Conocidos R_{cr} y R_s se toman los ángulos indicados en la figura adjunta, se dibuja un arco de circunferencia de radio $0,5 \cdot R$ y de B a C se adapta una parábola de la forma siguiente:

en el que el orificio posterior de la cámara está exagerado para tener en cuenta la falta de material debido a la garganta.

Para el cálculo de los momentos de inercia alrededor de los ejes usamos que

$$I_{\text{eje}} = \int dm (x_1^2 + x_2^2) = \int dm x_1^2 + \int dm x_2^2$$

La densidad superficial de masa se ha tomado constante, lo que nos da unos x_{cg}, I_x, I_y , referidos a los ejes del esquema de

$$\begin{aligned} x_{\text{cg}} &= 0,24 \text{ m} \\ I_x &= 7,12 \text{ kg.m}^2 \\ I_y &= 12,27 \text{ kg.m}^2 \end{aligned}$$

Si ahora le añadimos la pastilla de propulsante, ésta, tendrá un $x_{\text{cg}} = 0,3 \text{ m}$ y unos momentos de inercia

$$\begin{aligned} I_x &= \frac{1}{2} M_p (R_e^2 - R_i^2) = \\ &= \frac{1}{2} 303 \left(\frac{0,72^2 - 0,55^2}{4} \right) = 8,18 \text{ kg.m}^2 \\ I_y &= \int_0^L \frac{M_p}{L} dx \cdot x^2 + \int_0^{2\pi} \int_{R_i}^{R_e} \frac{M_p}{\pi(R_e^2 - R_i^2)} r dr d\theta \cdot r^2 \sin^2 \theta \\ &= \frac{1}{3} M_p L^2 + \frac{1}{4} M_p (R_e^2 + R_i^2) = \\ &= \frac{1}{3} 303 \cdot 0,425^2 + \frac{1}{4} 303 \left(\frac{0,72^2 + 0,55^2}{4} \right) = 33,79 \text{ kg.m}^2 \end{aligned}$$

Ya queda lista esta parte, para que cuando estudiemos las características másicas inerciales en el apartado 4.3, con el teorema de Steiner, reduzcamos todos los I_x, I_y particulares, al centro de gravedad del conjunto.

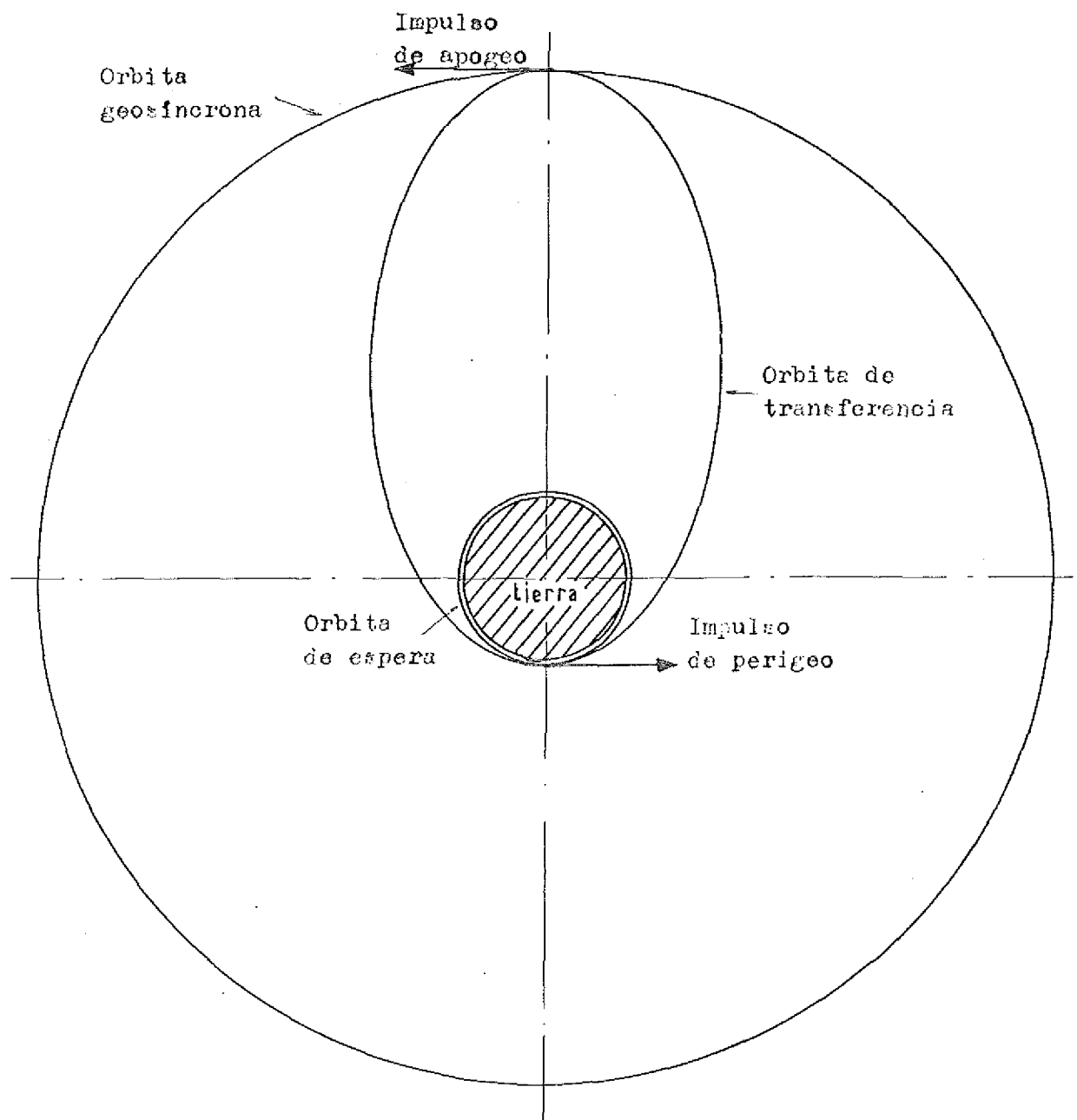


Fig. 3.1.1

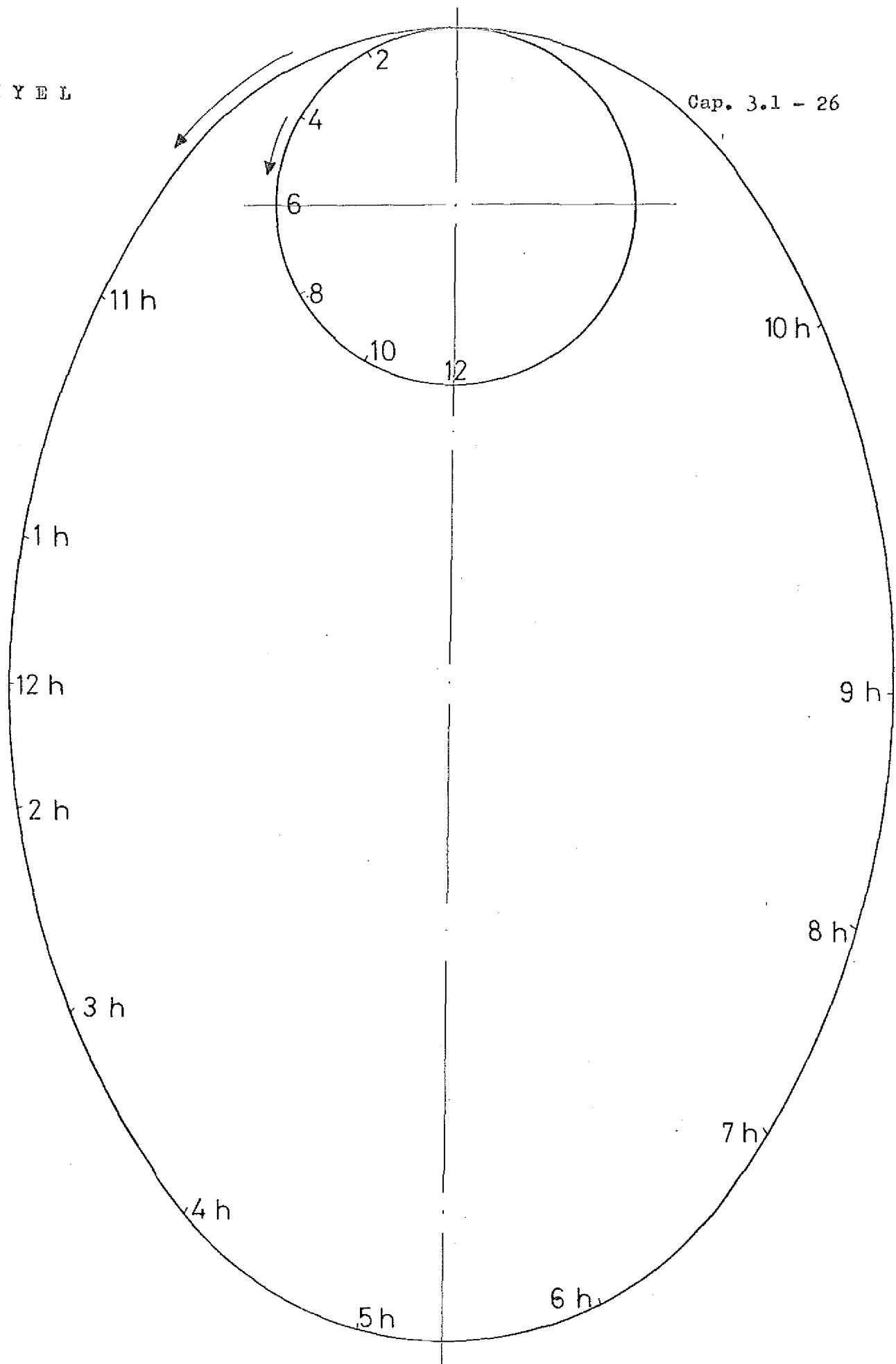


Fig. 3.1.2 Cronología de la transferencia

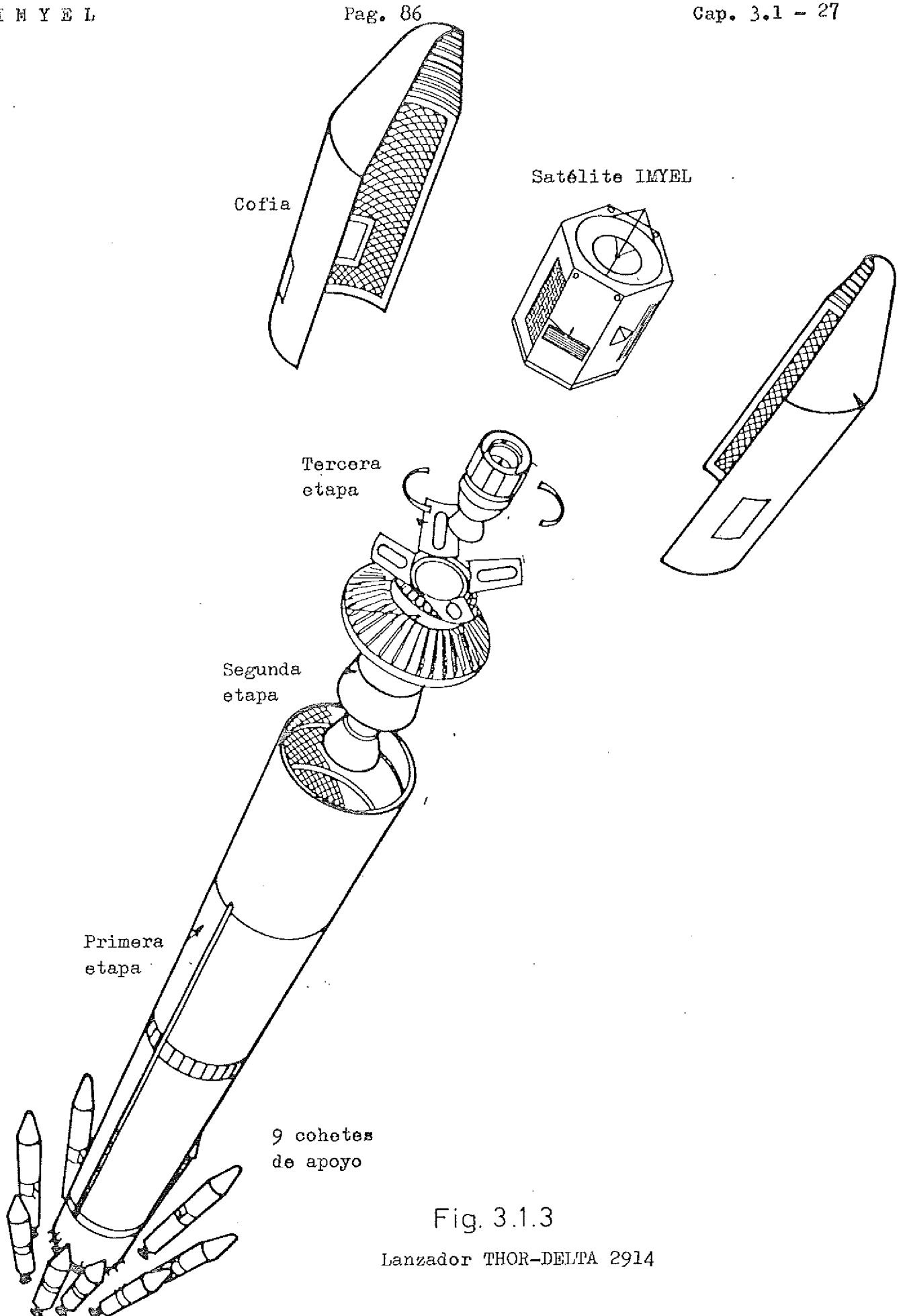


Fig. 3.1.3

Lanzador THOR-DELTA 2914

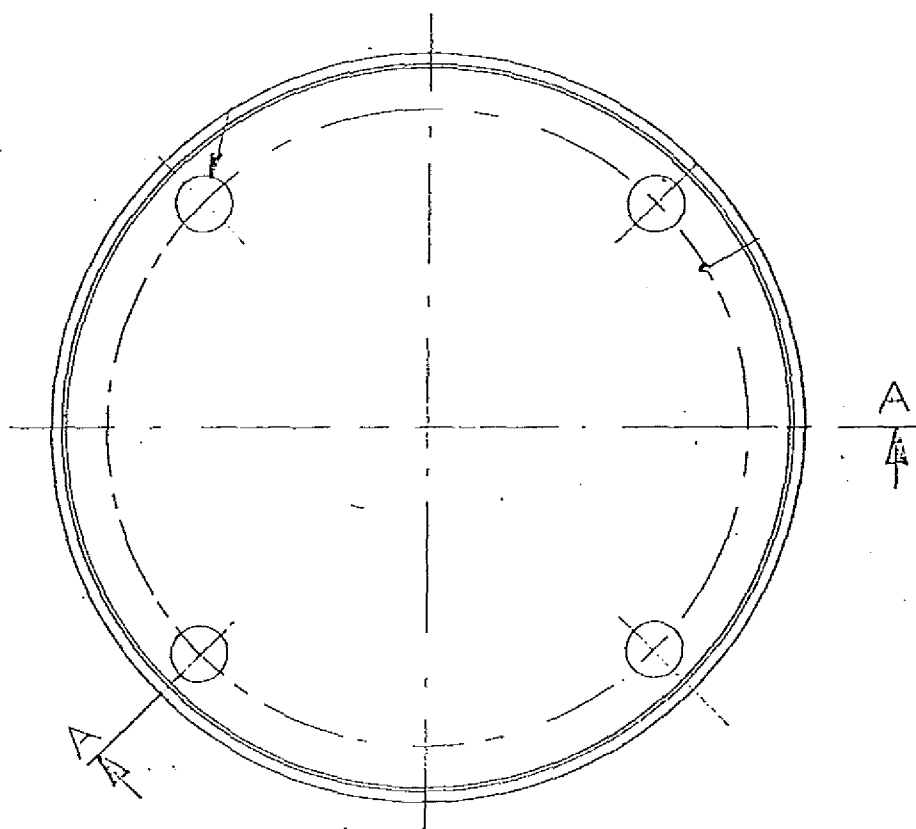
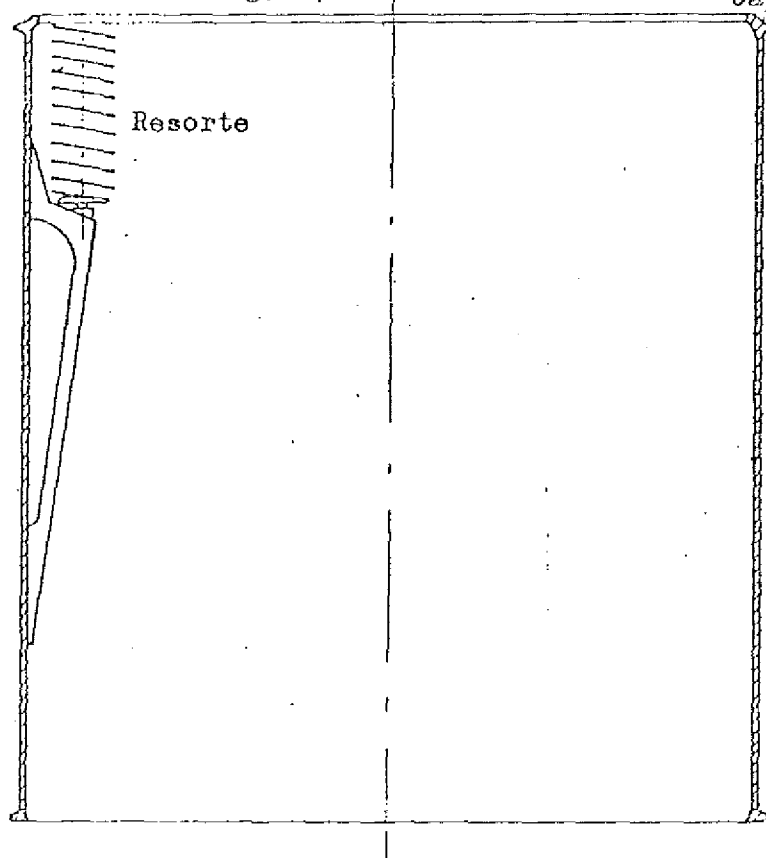


Fig. 3.1.4

Caja de unión entre el satélite
y la 3ª etapa del lanzador.

IMYEL

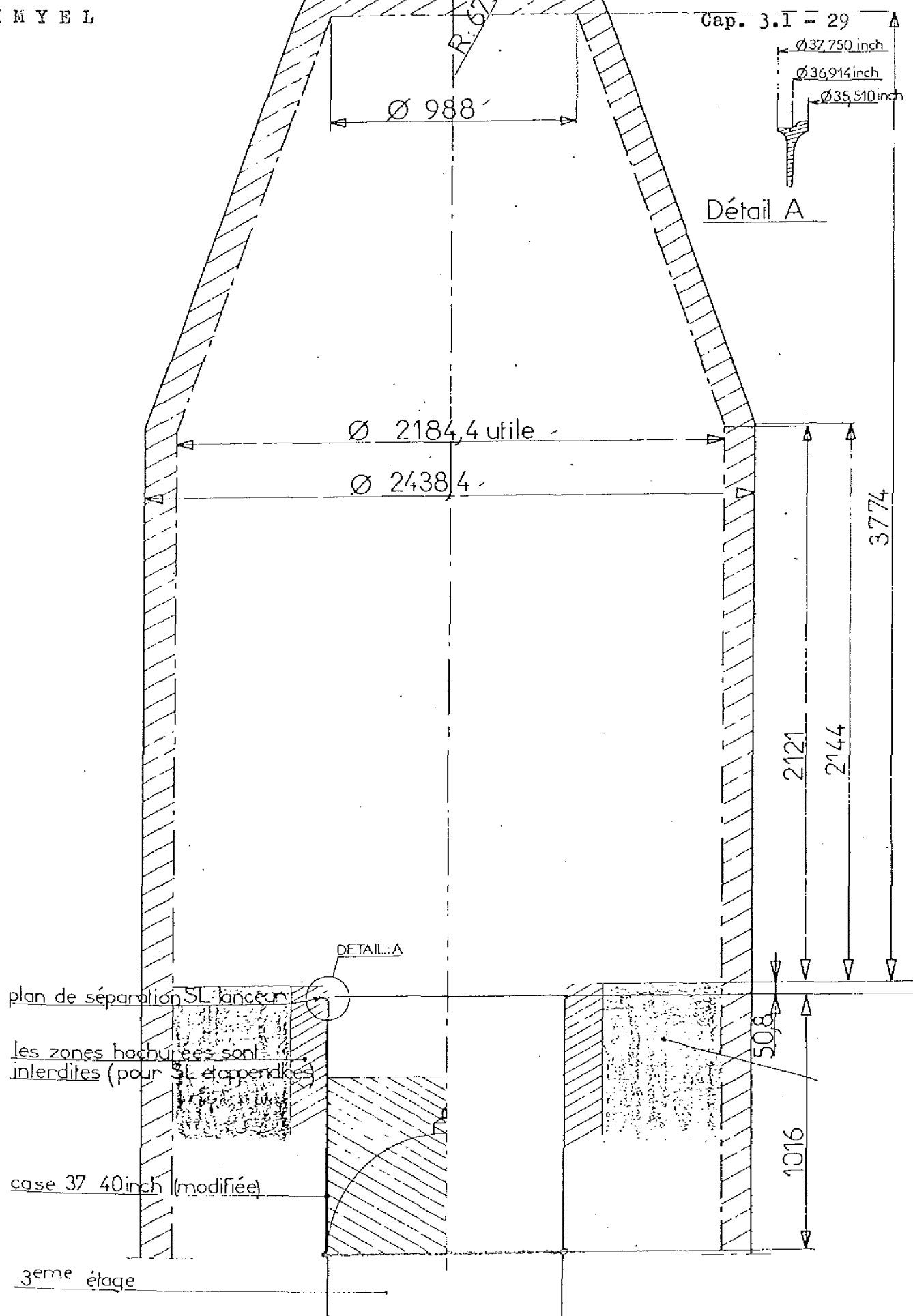
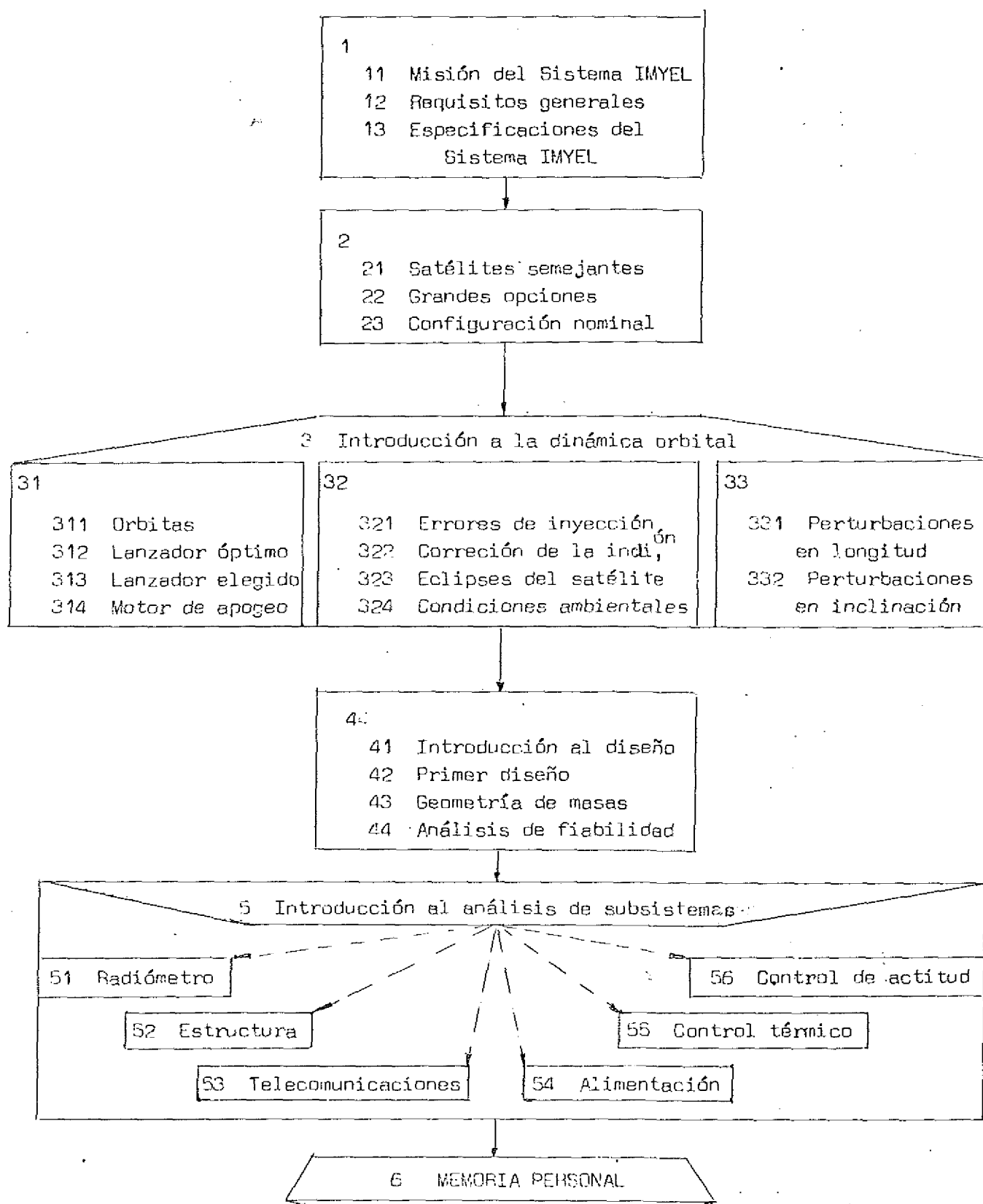


Fig. 3.1.5

Cofia del vehículo lanzador THOR-DELTA 2914.

TABLA 3.1.1. Características del motor de apogeo

ρ_s / ρ_s^*	c^* m.s. ⁻¹	a_{\max} m.s. ⁻²	E N	m kg.s. ⁻¹	T_B s	P_c P	A_{c2} m	A_{c2} m	r m.s. ⁻¹	v m	R m	L m	A_{b2} m
$4,1 \cdot 10^3$	$1,525 \cdot 10^3$	10^2	$3,75 \cdot 10^4$	15	20,2	$50 \cdot 10^5$	$46 \cdot 10^{-4}$	$69 \cdot 10^{-4}$	$1,90 \cdot 10^{-2}$	0,326	0,358	0,425	0,438
						$75 \cdot 10^5$	$34 \cdot 10^{-4}$	$51 \cdot 10^{-4}$	$2,25 \cdot 10^{-2}$	0,386	0,402	0,338	0,370
						$100 \cdot 10^5$	$23 \cdot 10^{-4}$	$34 \cdot 10^{-4}$	$2,52 \cdot 10^{-2}$	0,433	0,442	0,276	0,330
	$1,5 \cdot 10^2$					$50 \cdot 10^5$	$67 \cdot 10^{-4}$	$100 \cdot 10^{-4}$	$1,90 \cdot 10^{-2}$	0,218	0,278	0,723	0,658
			$5,62 \cdot 10^4$	22,5	1,35	$75 \cdot 10^5$	$50 \cdot 10^{-4}$	$75 \cdot 10^{-4}$	$2,25 \cdot 10^{-2}$	0,256	0,301	0,611	0,556
						$100 \cdot 10^5$	$33 \cdot 10^{-4}$	$50 \cdot 10^{-4}$	$2,52 \cdot 10^{-2}$	0,289	0,317	0,542	0,238



I N D I C E

3.2.1	ERRORES DE INYECCION
3.2.1.1	Primer caso
3.2.1.2	Segundo caso
3.2.2	CORRECCION DE LA INCLINACION
3.2.3	ECLIPSES DEL SATELITE
3.2.4	CONDICIONES AMBIENTALES
3.2.4.1	Electrones atrapados en los alrededores de una órbita síncrona
3.2.4.1.1	Variaciones medias diurnas del flujo de electrones
3.2.4.1.2	Descripción estadística del flujo de electrones
3.2.4.1.3	Resumen del flujo de electrones
3.2.4.2	Protones atrapados en los alrededores de una órbita síncrona
3.2.4.3	Partículas de origen solar y cósmico
3.2.4.3.1	Partículas de origen solar
3.2.4.4	Emisiones del sol en las frecuencias de radio
3.2.4.5	Perturbaciones bruscas de la atmósfera
3.2.4.6	Los meteoritos
3.2.4.7	Radiación electromagnética proveniente del sol
3.2.5	BIBLIOGRAFIA

NOMENCLATURA

Letras latinas:

a, semieje mayor de la elipse
b, semieje menor de la elipse
E, energía
I, impulso específico
i, inclinación
J, flujo de electrones
l, longitud
M, masa
P, probabilidad
R, radio nominal
r, radio real
t, tiempo
v, velocidad
Y, impulso total

Subíndices:

A, punto de apogeo
a, apogeo de la órbita de Hohmann
B, punto del perigeo
e, espera
e, exterior
i, interior
ma, motor de apogeo
mp, motor de perigeo
pa, propulsante del apogeo
pp, " " perigeo
s, sincrónico
s, sombra
sp, sombra más penumbra
st, satélite
u, umbral

Letras griegas:

β , ángulo en la Figura 3.2.2
 δ , error en velocidad, adimensional
 ϵ , error en distancia, adimensional
 φ , ángulos en 3.2.2
 θ , ángulos en 3.2.2
 ρ , radio de curvatura

3.2.1. ERRORES DE INYECCION.

A las diferentes dificultades técnicas impuestas al satélite propiamente dicho se añade una dificultad de conjunto concerniente a la misión. En efecto el lanzador y el procedimiento de puesta en órbita utilizados, adolecen inevitablemente de ciertos errores de inyección con respecto a la órbita nominal geostacionaria.

La órbita real obtenida después de la extinción completa del motor de apogeo, difiere de la órbita geostacionaria en cuanto a:

- el error de asincronismo (periodo no igual a un día sidéreo)
- el error de excentricidad (la órbita no es circular sino elíptica)
- el error de inclinación (el plano de la órbita no coincide con el Ecuador sino que tiene una cierta inclinación)

Estos errores son debidos esencialmente a las imperfecciones siguientes:

- de guiado y de actitud de la 3ª etapa del lanzador.
- de orientación del eje de giro tras la puesta en rotación del compuesto.
- de la fase propulsada del motor de apogeo (errores de actitud y diferencia entre empuje real y empuje nominal).

La corrección de estos errores exige un cierto incremento de velocidad. La dispersión máxima condiciona en parte la cantidad de propulsante a prever para el sistema propulsor propio del satélite.

Para hacer una estimación del propulsante que es necesario prever para la corrección de estos errores de inyección vamos a simplificar el problema introduciendo las siguientes hipótesis:

- se supone que al finalizar el periodo de transferencias, el conjunto de satélite-motor de apogeo llega a una altura con un cierto error respecto a la geosíncrona (ver Figura 3.2.1.)

$$r' = R_s (1 + \xi)$$

- a continuación, actúa el motor de apogeo, comunicándole un impulso que difiere un poco del valor nominal calculado

$$\Delta v_a = \Delta v_a (1 + \delta)$$

- no tenemos en cuenta los errores posibles en inclinación (por ejemplo ocasio-

ndos por un imperfecto centrado del motor de apogeo) que serán analizados juntamente con las correcciones de inclinación en el apartado siguiente 3.2.2.

— como resultado de estas desviaciones de los valores nominales, se hace preciso una corrección, que suponemos se va a hacer de la manera siguiente (ver Figura 3.2.1):

3.2.1.1 Primer caso:

Al punto A es al que se llega con error. Durante las casi 24 horas siguientes se hacen mediciones precisas para que, cuando vuelva a pasar por A, se le corrija su velocidad en una cantidad tal que llegue al ápside opuesto con el radio correcto de sincronismo, punto B en el cual se le aplica otro nuevo impulso para el que su velocidad sea justamente la sincrónica, con lo cual dotado de v_s , y con R_s , habremos corregido completamente y la órbita será la correcta.

Nota: sólo tomaremos en cuenta el primer término del desarrollo en serie de Taylor de los parámetros respecto a las desviaciones, con lo que estas, y las correcciones necesarias para anularlas, serán lineales. Este razonamiento es aplicable puesto que los errores considerados suelen ser del orden de centésimas. Calculemos el impulso necesario para las correcciones.

Sea ϵ el error relativo en el radio del apogeo de la órbita de transferencia.

Sea δ el error relativo en el impulso del motor de apogeo.

En A se llega con

$$r_A = R_s (1 + \epsilon)$$

$$\frac{v_A}{v_s} = \left[\frac{2R_o}{R_s + R_e} \right]^{1/2} \left[1 - \frac{2R_s + R_e}{R_s + R_e} \frac{\epsilon}{2} \right] = 0,52 - 0,485\epsilon$$

que la hemos obtenido a partir de la ecuación de las energías

$$\frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} = - \frac{\mu}{r + R_e}$$

$$\frac{v_A^2}{2} = \frac{\mu}{R_s (1 + \epsilon)} - \frac{\mu}{R_s + R_e + \delta R_s} = \frac{\mu}{R_s} \left[1 - \frac{2R_s + R_e}{R_s + R_e} \epsilon \right] \frac{R_e}{R_s + R_e}$$

$$\frac{v_A}{v_s} = \left[\frac{2R_e}{R_s + R_e} \right]^{1/2} \left[1 - \frac{2R_s + R_e}{R_s + R_e} \frac{\epsilon}{2} \right] = 0,52 - 0,485\epsilon$$

Y se le comunica el impulso por el motor de apogeo

$$\frac{\Delta v_A}{v_s} = \left[1 - \left(\frac{2R_e}{R_s + R_e} \right)^{1/2} \right] (1 + \delta) = 0,48 + 0,48\delta$$

Con lo que el nuevo valor de la velocidad en A sería

$$\frac{v_A}{v_s} = 1 - \left(\frac{2R_e}{R_s + R_e} \right)^{1/2} \frac{2R_s + R_e}{R_s + R_e} \frac{\epsilon}{2} + \left[1 - \left(\frac{2R_e}{R_s + R_e} \right)^{1/2} \right] \delta = 1 - 0,485\epsilon + 0,48\delta$$

A la vuelta siguiente se quiere que salga de A con la velocidad justa para conseguir en el ápside opuesto, B, $r_B = R_s$, luego la velocidad debería ser una nueva v_A

$$\frac{v_A}{v_s} = 1 - 0,75\epsilon$$

que se obtiene con la ecuación de las energías

$$\frac{v_A^2}{2} - \frac{\mu}{R_s(1+\epsilon)} = - \frac{\mu}{R_s(1+\epsilon) + R_s}$$

$$\frac{v_A^2}{2} = \frac{\mu}{R_s} \frac{1}{2+3\epsilon} = \frac{v_s^2}{2+3\epsilon}$$

Luego, el impulso que hay que comunicar en A es la diferencia de las v_A

$$\frac{\Delta v_A}{v_s} = 0,265\epsilon + 0,48\delta$$

En B llegará con una $r_B = R_s$ pero con una velocidad v_B

$$\frac{v_B}{v_s} = 1 + 0,25\epsilon$$

obtenida de

$$\frac{v_B^2}{2} - \frac{\mu}{R_s} = - \frac{\mu}{R_s + R_s(1+\epsilon)}$$

$$\frac{v_B^2}{2} = \frac{\mu}{R_s} \frac{1}{2-\epsilon} = \frac{v_s^2}{2} \left(1 + \frac{\epsilon}{2} \right)$$

Como queremos que salga con la velocidad sincrona v_s necesitamos un Δv_B

$$\frac{\Delta v_B}{v_s} = 0,25\epsilon$$

luego en total necesitaremos un incremento de velocidad

$$\frac{\Delta v_A + \Delta v_B}{v_s} = 0,515\varepsilon + 0,48\delta$$

Lo que, para unos valores típicos de

$$\varepsilon = 0,03$$

$$\delta = 0,01$$

nos da un valor

$$\frac{\Delta v_A + \Delta v_B}{v_s} = 2,025 \cdot 10^{-2}$$

que con

$$v_s = 3,07467 \cdot 10^3$$

$$I = 2300 \text{ m.s}^{-1} \quad (\text{impulso específico de la hidracina})$$

$$M_s = 375 \text{ Kg}$$

nos requiere una masa de propulsante destinada a corregir los errores de inyección, m_{ij} , de

$$m_{ij} = \Delta v \cdot \frac{M_s}{I} = 2,025 \cdot 10^{-2} \cdot 3,07467 \cdot 10^3 \cdot \frac{375}{2300} = 10,15 \text{ Kg de hidracina.}$$

3.2.1.2 Segundo caso:

ahora las correcciones suponemos que se hacen así: al punto A se llega con un error de distancia; en ese punto el motor de apogeo nos da un impulso con un error sobre el valor previsto nominal. Durante las 12 horas siguientes se hacen las mediciones precisas para conocer estos errores cometidos y calcular las correcciones, y es en B donde se le da el primer impulso para llegar a A con R_s , en donde se le da el otro impulso para conseguir la v_s . Calculemos estos impulsos: en A llegamos desde la transferencia con

$$\frac{r_A}{R_s} = 1 + \varepsilon$$

$$\frac{v_A}{v_s} = \left(\frac{2R_e}{R_e + R_s} \right)^{1/2} \left[1 - \frac{2R_s + R_e}{R_s + R_e} \cdot \frac{\varepsilon}{2} \right] = 0,52 + 0,485\varepsilon$$

El motor de apogeo le añade un Δv_A dado por

$$\frac{\Delta v_A}{v_s} = \left[1 - \left(\frac{2R_e}{R_e + R_s} \right)^{1/2} \right] (1 + \delta)$$

Con lo que se sale de A con una v_A igual a

$$\frac{v_A}{v_s} = 1 - \left(\frac{2R_e}{R_e + R_s} \right)^{1/2} \frac{2R_s + R_e}{R_s + R_e} \frac{\varepsilon}{2} + \left[1 - \left(\frac{2R_e}{R_e + R_s} \right)^{1/2} \right] \delta = 1 - 0,485\varepsilon + 0,48\delta$$

El punto B tendrá un radio r_B tal que

$$\frac{v_A^2}{2} - \frac{\mu}{R_s(1+\varepsilon)} = - \frac{\mu}{R_s(1+\varepsilon) + r_B}$$

$$\frac{r_B}{R_s} = \frac{1}{1 - \frac{v_A^2 R_s}{2\mu}} - 1 - \varepsilon = 1 + 1,06\varepsilon + 1,92\delta$$

y la velocidad con que se llega a él será

$$\frac{v_B^2}{2} - \frac{\mu}{r_B} = - \frac{\mu}{r_B + R_s(1+\varepsilon)}$$

$$\frac{v_B}{v_s} = \left(2 \frac{R_s^2(1+\varepsilon)}{r_B(r_B + R_s(1+\varepsilon))} \right)^{1/2} = \left(\frac{2 + 2\varepsilon}{(1 + 1,06\varepsilon + 1,92\delta)(2 + 2,06\varepsilon + 1,92\delta)} \right)^{1/2} = 1 - 0,545\varepsilon - 1,44\delta$$

pero queremos que en A llegue con R_s , luego deberá salir de B con una velocidad v_E

$$\frac{v_E^2}{2} - \frac{\mu}{r_E} = - \frac{\mu}{r_E + R_s}$$

$$\frac{v_E}{v_s} = \left(\frac{2R_s^2}{r_E(r_E + R_s)} \right)^{1/2} = \left(\frac{2}{(1 + 1,06\varepsilon + 1,92\delta)(2 + 1,06\varepsilon + 1,92\delta)} \right)^{1/2} = 1 - 0,795\varepsilon - 1,44\delta$$

luego deberemos haberle dado un impulso

$$\frac{\Delta v_E}{v_s} = 0,25\varepsilon$$

Llegará a A con R_s pero con una v_A

$$\frac{v_A^2}{2} - \frac{\mu}{R_s} = - \frac{\mu}{R_s + r_B}$$

$$\frac{v_A}{v_s} = \left(\frac{2R_s}{R_s + r_B} \right)^{1/2} = \left(\frac{2}{1 + 1,06\varepsilon + 1,92\delta} \right)^{1/2} = 1 + 0,2515\varepsilon + 0,48\delta$$

y como queremos que salga con v_s necesitaremos un impulso

$$\frac{\Delta v_A}{v_s} = 0,265\varepsilon + 0,48\delta$$

lo que nos supone un impulso total igual a

$$\frac{\Delta v_B - \Delta v_A}{v_s} = 0,58 + 0,48 \delta$$

es decir, igual que en el caso anterior. Este resultado podría haber sido previsto, dada la linealidad por la aproximación utilizada. Se utilizara uno u otro sistema según los inconvenientes que se que se presenten en las mediciones y en el control de actitud. Respecto a la estación de tierra no se presentarán problemas de visibilidad porque estas órbitas de acomodación son casi geoestacionarias.

3.2.2. CORRECCIÓN DE LA INCLINACIÓN.

En este apartado se va a tratar de corregir la inclinación que da el campo de lanzamiento, incluyéndose así mismo la corrección del error sobre los cálculos previstos referentes a la inyección.

El problema es el siguiente: Órbita geoestacionaria es la que debe describir un cuerpo para que no varie su situación respecto a la referencia de tierra. Esta órbita, con todas las hipótesis introducidas en 3.1, es una órbita ecuatorial (comprendida en el plano del ecuador terrestre), de un radio de unos 42164 Km. Pero las perturbaciones lunisolares tienden a inclinar el plano de la órbita, así que, como es requisito de la misión mantener este error de inclinación entre $\pm 1^\circ$, se ha pensado elegir una ventana de lanzamiento que condicione una deriva de $-0,86^\circ/\text{año}$ y, por tanto, como es obvio, se va a tratar de situar el satélite en una órbita de inclinación de 1° , para que tarde el mayor tiempo posible en salirse de cotas, (llegar a -1°), en cuyo momento se dará orden al subsistema de pilotaje para que impulse el vehículo hasta otra vez al límite superior de 1° de inclinación, para dejarlo que derive y volver a repetir una vez más el ciclo.

Bien, luego vemos que nuestro posicionado nominal es de una inclinación de 1° . A este deseo se oponen dos inconvenientes: uno, de menor cuantía, que resultará de los inevitables errores de inyección, y que los datos de que disponemos nos permiten considerar $< 1^\circ$, es decir, comprendido entre $\pm 1^\circ$. El otro inconveniente para obtener la inclinación de 1° es la base de lanzamiento.

Si la órbita de espera ha de pasar por la vertical de la base de lanzamiento, que no tiene por qué, si se dota al lanzador de un programa de guiñada durante su ascenso (pero como todavía no es usual, no consideramos esta opción), si ocurre eso, resulta que, de todas las posibles órbitas, la de menor inclinación se obtiene con una inyección tangente al paralelo local, con lo cual la latitud de la base de lanzamiento limita la menor inclinación de órbita. Podemos ver sencillamente como comprobación del aserto anterior que el punto de mayor latitud de la traza sobre la esfera terrestre del plano de una órbita, nos marca su inclinación.

Aún se presenta otro condicionamiento, impuesto por la situación de las estaciones de seguimiento, pues es de desear que uno de los nodos esté próximo a la vertical de la estación de telemetría.

En nuestro caso particular, se va a hacer el lanzamiento desde la base de Kourou que la CNES posee en la Guayana Francesa, a una latitud de $5^{\circ}15'$, y no se inyecta totalmente hacia el Este (serían 90° de azimut), sino con un azimut de $91,82^{\circ}$, elegido para que el punto nodal (el nodo descendente de la órbita de espera) esté próximo a la vertical de la base de Brazzaville, obteniéndose una inclinación un poco mayor de la mínima, a saber, $5,53^{\circ}$ nominalmente.

Nuestro problema es llevar esta inclinación hasta el valor de 1° requerido. Para ello, en los nodos, se comunican impulsos correctores mediante los motores de pilotaje.

Vamos a estudiar la forma óptima de comunicar estos impulsos, ciñéndonos al modo siguiente: en órbita de espera tenemos una masa M_e compuesta de (ver 3.1.2.)

$$M_e = M_{mp} + M_{pp} + M_{ma} + M_{pa} + M_{st}$$

En órbita de espera no tiene sentido efectuar la corrección por las razones siguientes.

- mucha masa
- mucha velocidad

ambas de suma importancia, pues si se trata de variar la cantidad de movimiento (en dirección), será conveniente que el sistema tenga la menor posible. Además,

- no se conocen los errores del impulso de perigeo ni del impulso de apogeo. En órbita de transferencia parecería lógico, por lo que acabamos de exponer

que se presentasen los mismos inconvenientes, aunque en menor grado, pero, un estudio más detallado será hecho a continuación para ver las particularidades que presenta la repartición del impulso total corrector en fracciones, la masa en esta etapa es M_t compuesta de

$$M_t = M_{ma} + M_{pa} + M_{st}$$

En órbita geoestacionaria vamos a tener una masa M_s compuesta de

$$M_s = M_{st} + M_{ma}$$

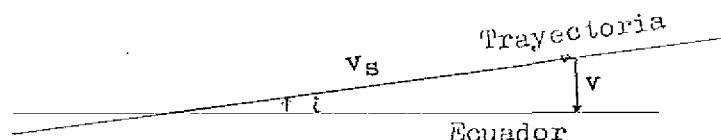
ya que se va a dejar la estructura del motor de apogeo incorporada al satélite propiamente dicho, a fin de aumentar el momento de inercia I_z respecto al eje de giro para que sea intrínsecamente estable, y a fin de obtener un reparto más homogéneo de masas.

Vamos a considerar en todo el desarrollo de esta optimización que el error de inyección es desfavorable y máximo con lo que la corrección de inclinación que deben dar los motores será

$$5,53^\circ = 1^\circ + 1^\circ = 5,53^\circ$$

lanzamiento-posicionado+error

Priméramente vamos a efectuar la estimación de propulsante necesario para la corrección total en un nodo de una órbita geoestacionaria. Para ello habrá que suministrar un impulso v de



$$v = 2 v_s \sin \frac{i}{2} = v_s i$$

lo que requerirá un gasto, m , de propulsante de

$$m = K_s \frac{v}{I}$$

Sustituyendo valores numéricos obtenemos

$$M_s = 300 + 75 = 375 \text{ Kg}$$

$$v_s = 3,07467 \cdot 10^3 \text{ ms}^{-1}$$

$$i = 5,53^\circ = 9,65 \cdot 10^{-2} \text{ rad}$$

$$I = 2300 \text{ ms}^{-1}$$

$$m = 375 \cdot \frac{3,07467 \cdot 10^3 \cdot 9,65 \cdot 10^{-2}}{2300} = 48,375 \text{ Kg}$$

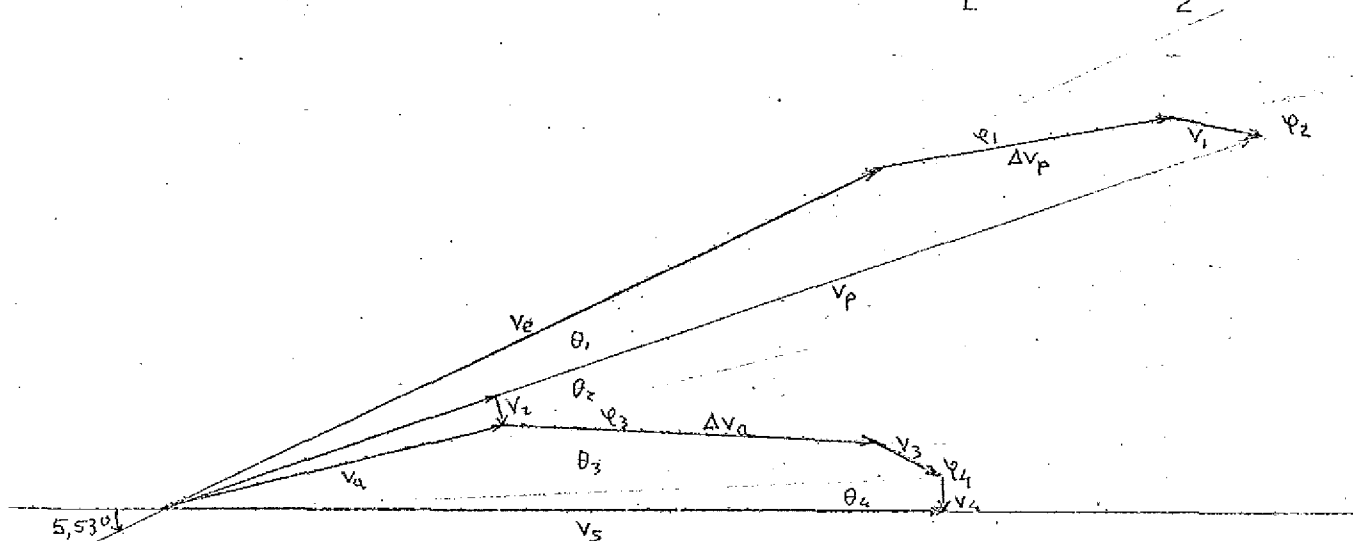
Vemos que es una gran cantidad de propulsante la que requiere la corrección de inclinación. Esta es una de las principales razones que impulsan el desarrollo de nuevos métodos de corrección, usando, cuando menos, propulsores de muy alto impulso específico, cuando se trate de satélites de larga vida geostacionarias, aunque sea a costa de una mayor complicación del equipo motor. Ahora vamos a desarrollar el estudio de la corrección de inclinación realizada parte en el perigeo de la órbita de transferencia, a la vez del impulso de perigeo, otra parte en el apogeo de la órbita de transferencia, una tercera parte en el momento del impulso de apogeo, y una cuarta parte ya en órbita circular, optimizando a fin de minimizar el consumo de propulsante necesario. Como es evidente, quedará incluido el caso anterior, pues este estudio engloba prácticamente todas las posibilidades.

Hipótesis:

Suponemos que son despreciables los errores de posicionado en actitud

Suponemos que se aplican los impulsos orbitales de apogeo y perigeo en su valor nominal y con la dirección que nos convenga

Sólo se desarrollarán los ángulos en la forma $\rightarrow \begin{cases} \sin x = x \\ \cos x = 1 - \frac{x^2}{2} \end{cases}$



Se trata de buscar el mínimo consumo, esto es lo mismo que hacer

$$Y = I \cdot m = v_1 M_1 + v_2 M_2 + v_3 M_3 + v_4 M_4 = \text{mínimo.}$$

Ecuaciones de acoplamiento de velocidades:

$$v_o \cos \theta_1 + \Delta v_o \cos (\theta_1 - \rho_1) + v_{1s} \cos (\theta_1 - \rho_1 - \rho_2) = v_p$$

$$v_2 = 2v_a \sin \frac{\theta_2}{2}$$

$$v_o \cos \theta_3 + \Delta v_o \cos (\theta_3 - \rho_3) + v_{3s} \cos (\theta_3 - \rho_3 - \rho_4) = v_s$$

$$v_4 = 2v_s \sin \frac{\theta_4}{2}$$

$$Y_{\theta_1} = M_o \frac{v_p - v_o \cos \theta_1 - \Delta v_o \cos (\theta_1 - \rho_1)}{\cos (\theta_1 - \rho_1 - \rho_2)} + M_t \frac{2v_a \sin \frac{\theta_2}{2}}{\cos (\theta_3 - \rho_3 - \rho_4)} + M_s \frac{v_s - v_o \cos \theta_3 - \Delta v_o \cos (\theta_3 - \rho_3)}{\cos (\theta_3 - \rho_3 - \rho_4)} + M_s \frac{2v_s \sin \frac{\theta_4}{2}}{\cos (\theta_3 - \rho_3 - \rho_4)}$$

$$= M_o \left(v_o \frac{\theta_1^2}{2} + \Delta v_o \frac{(\theta_1 - \rho_1)^2}{2} \right) + M_t v_a \frac{\theta_2^2}{2} + M_t \left(v_a \frac{\theta_3^2}{2} + \Delta v_a \frac{(\theta_3 - \rho_3)^2}{2} \right) + M_s v_s \frac{\theta_4^2}{2}$$

$$Y_{\theta_1} = M_o v_o \theta_1 + M_o \Delta v_o \theta_1 - M_o \Delta v_o \rho_1$$

$$Y_{\theta_2} = M_t v_a$$

$$Y_{\theta_3} = M_t v_a \theta_3 + M_t \Delta v_a \theta_3 - M_t \Delta v_a \rho_3$$

$$Y_{\theta_4} = M_s v_s$$

$$Y_{\rho_1} = M_o \Delta v_o \rho_1 - M_t \Delta v_o \theta_1$$

$$Y_{\rho_3} = M_t \Delta v_a \rho_3 - M_t \Delta v_a \theta_3$$

$$Y_{\rho_1} = 0 \longrightarrow \rho_1 = \theta_1$$

$$Y_{\rho_3} = 0 \longrightarrow \rho_3 = \theta_3$$

$$Y_{\theta_1} = 0 \longrightarrow \theta_1 = 0 \longrightarrow \rho_1 = 0$$

$$Y_{\theta_3} = 0 \longrightarrow \theta_3 = 0 \longrightarrow \rho_3 = 0$$

$$Y_{\theta_2} > 0 \quad Y_{\theta_2} = M_t v_a = 678.1597,4 = 1,083037 \cdot 10^6$$

$$Y_{\theta_4} > 0 \quad Y_{\theta_4} = M_s v_s = 375.3074,67 = 1,153001 \cdot 10^6$$

$$Y_{\theta_2} < Y_{\theta_4} \quad \theta_2 + \theta_4 = 5,53^\circ$$

todo lo cual implica que $Y_{\min} = Y_{\theta_2}$

Entonces lo óptimo es corregir en el apogeo de una de las órbitas de transferencia, con lo cual el consumo será mínimo y tendrá un valor de

$$m = \frac{I_m}{I} = \frac{Y}{I} = \frac{Y \theta^2}{I \cdot 2} = \frac{1,083037 \cdot 10^6 \cdot 5,53^{\circ}}{2300} = 45,445 \text{ Kg}$$

El procedimiento es correcto y vale la pena que se haya incluido, aunque era de esperar este resultado, y un tanteo previo de las cantidades de movimiento en cada punto nos hubiera llevado indudablemente a la misma solución aunque con un análisis más riguroso y completo, como el que acaba de exponerse, se salvan las dudas.

Ahora bien nunca debemos olvidar la interacción entre las diversas operaciones del satélite y tal vez por dificultades de un correcto posicionado en actitud que obligara a un número mayor de órbitas de transferencia, se desecharía esta optimización y se procedería a la circularización y una posterior corrección de la inclinación cuando el vehículo es ya casi geoestacionario y más fácil de manejar. De cualquier modo, al tener que posicionar el conjunto para la actuación del motor de apogeo, se aprovecha para corregir la inclinación y momentos después dar el impulso de apogeo.

Otro inconveniente puede resultar de la elección óptima; si el motor de apogeo va a tener un considerable margen de error, de poco nos vale la optimización. En este caso, que resulta ser el nuestro ya que $\pm 0,5^{\circ}$ es un gran margen (realmente el motor se garantiza a $\pm 0,5^{\circ}$ aunque con el error de la inyección o impulso de perigeo llega con un intervalo de error de $\pm 1^{\circ}$), al ser grande la inexactitud tras la corrección, puede ser preferible efectuar ésta ya en órbita sincrónica. Hagamos una evaluación:

Hipótesis: Hemos visto ya que corregir antes del impulso de apogeo nos cuesta

45,445 Kg y corregir después 48,375 Kg

Suponemos que distribuimos la corrección en ambas situaciones. Sea x la parte de inclinación que se corrige antes.

Sea $\pm 0,5^{\circ}$ el error de inclinación del impulso de apogeo.

Por consideraciones de simetría del margen de error, resulta que antes del impulso de apogeo habrá que corregir completamente los $5,53^{\circ}$ hasta el valor nominal, así que ya consumiríamos 45,445 Kg. Además, para corregir $0,5^{\circ}$ tras el

impulso de apogeo, necesitaríamos una masa de propulsante

$$m = \frac{m_0}{I} 2v_s \sin \frac{0,5^\circ}{2} = 4,375 \text{ Kg}$$

lo que nos da un consumo total en este caso de

$$m = 45,445 + \frac{4,375}{2} \pm \frac{4,375}{2} = 47,632 \pm 2,187$$

es decir, que, con el mismo consumo de 48,375 Kg y simplificando la ley de probabilidades del lado conservativo, la probabilidad de no consumir más propulsante que en el otro caso sería del 67%.

En resumen, resultan prácticamente igual de buenos ambos modos de corrección de inclinación, algo mejor teóricamente el segundo (corrección total antes del impulso de apogeo y posterior corrección para anular el error que introduzca el impulso), pero de una sencillez algo mayor la primera (corrección total una vez en órbita circular), así que, como la diferencia es mínima, elegimos esta segunda opción, con lo cual debemos prever una masa de propulsante para la corrección de inclinación, m_i , de

$$m_i = 48,375 \text{ Kg}$$

3.2.3 ECLIPSES DEL SATELITE

Este estudio es fundamental para la concepción del subsistema de alimentación, impone restricciones a la misión, e influye en el equilibrio térmico del conjunto. Felizmente, estos problemas en un satélite geoestacionario son pequeños.

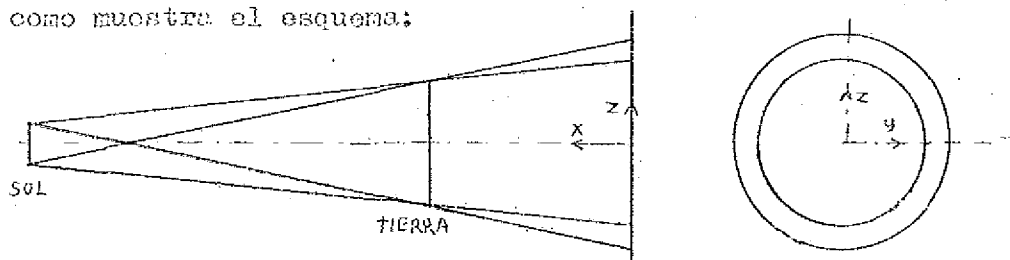
La inclinación de un satélite geoestacionario con respecto a la eclíptica es de $23,45^\circ$. El radio de la órbita es unas 6,61 veces el radio de la tierra. A partir de estos datos es fácil darse cuenta de que el satélite no podrá pasar por la sombra de la tierra más que durante algunos días próximos a los equinoccios (21 de Marzo y 23 de Septiembre), y solamente durante un breve instante cada día.

Los eclipses de un satélite geoestacionario se han calculado teniendo en cuenta la penumbra, pero despreciando el efecto de la refracción de la luz por la atmósfera de la tierra. Se ha admitido que el sol se desplaza en la eclíptica a una velocidad media. Como las desviaciones máximas entre la posición

calculada con esta velocidad media, y la posición verdadera del sol en la eclíptica intervienen en fechas lo más alejadas de los eclipses, el error debido a la hipótesis de movimiento regular del sol no tiene ninguna importancia en el caso que nos ocupa.

Las duraciones de un eclipse durante una órbita (tiempo de estancia en la sombra y suma de los tiempos de estancia en la sombra y en la penumbra), están reflejadas en la Figura 3.2.3 en función del día del año. Los eclipses se producen entre principios de Marzo y mediados de Abril y reaparecen entre finales de Agosto y mediados de Octubre. La duración máxima del eclipse es de unos 67 minutos en sombra y unos 71 minutos para el conjunto de sombra y penumbra, lo que representa en este caso, un 5% del periodo orbital. El tiempo total de estancia en la sombra y en la penumbra en todo el año en total es de unas 87 horas, o sea, casi un 1%.

El estudio se ha hecho de la manera siguiente: se ha introducido la misma referencia que en el estudio de las perturbaciones debidas al sol (ver 3.3.2.1) reduciendo el problema a la variable β (ver Figura 3.2.2.a). Se tiene en cuenta la penumbra dibujando, en un plano perpendicular al eje sol-tierra y tangente posterior a la órbita del satélite, la traza de los conos de sombra y penumbra como muestra el esquema:



lo cual sólo se ha hecho, por claridad, en la ampliación mostrada en la Figura 3.2.2.b. Los valores de los radios de estas circunferencias son los siguientes: para el exterior, r_e , viene dado por

$$\frac{r_e + r_s}{r + R \cos \beta} = \frac{R + r_s}{r}$$

$$r_e = \frac{R + r_s}{r} (r + R \cos \beta) - r_s = R + \frac{1}{r} (R + r_s) \cdot R \cdot \cos \beta =$$

para el radio interior, r_i , tenemos similarmente

$$\frac{r_i - r_s}{r + R \cos \beta} = \frac{R - r_s}{r}$$

$$r_i = \frac{R - r_s}{r} (r + R_s \cos \beta) + r_s = R \frac{1}{r} (r_s - R) R_s \cos \beta$$

recordemos que se cumple (ver 3.3.2.1)

$$\sin \beta = \sin i' \sin(\alpha - \alpha')$$

lo que para una órbita sincrónica perfecta supone

$$\sin \beta = \sin i \sin \alpha$$

la solución analítica exacta es muy engorrosa, aunque la solución gráfica no lo es tanto, pero en cambio una muy buena aproximación puede obtenerse analíticamente con la hipótesis siguiente: se supone que la traza de la porción de elipse en las proximidades del eclipse, sobre el plano tangente a ella usado como referencia, es una recta. Veamos qué tan buena es la aproximación:

Para una elipse que en forma paramétrica se escribe

$$x = a \cos \varphi$$

$$y = b \sin \varphi$$

el radio de curvatura viene dado por

$$\rho = \frac{(\dot{x}^2 + \dot{y}^2)^{3/2}}{\dot{x}\ddot{y} - \dot{y}\ddot{x}}$$

que, particularizado en su eje menor nos da

$$\rho = \frac{a^2}{b}$$

En nuestro caso, la elipse es la proyección de la órbita circular del satélite, que en el caso más desfavorable se traduce en

$$a = R_s$$

$$b = r_e \simeq R$$

$$\rho \simeq \frac{R_s^2}{R} = \frac{(4,2164 \cdot 10^7)^2}{6,378 \cdot 10^6} = 2,7874 \cdot 10^8 \text{ m}$$

que, obviamente, frente a los $6,378 \cdot 10^6 \text{ m}$ del radio de curvatura de la otra curva nos produce una intersección claramente rectilínea, luego basta calcular la longitud, l , de la secante a una circunferencia de radio r_e ó r_i a una altura $b = R_s \sin \beta$, que corresponde a la ecuación

$$l_e = 2 (r_e^2 - R_s^2 \sin^2 \beta)^{1/2}$$

$$\text{o bien } l_i = 2 (r_i^2 - R_s^2 \cos^2 \beta)^{1/2}$$

Por la misma hipótesis de linealidad en la zona del eclipse, podemos considerar que el satélite tiene una velocidad que es constante en el plano tangente de referencia, luego los tiempos de eclipse de sombra total, t_s , y de sombra más penumbra, t_{sp} serán:

$$t_s = \frac{l_i}{v_s} = \frac{2 (r_i^2 - R_s^2 \cos^2 \beta)^{1/2}}{v_s}$$

$$t_{sp} = \frac{l_o}{v_s} = \frac{2 (r_i^2 - R_s^2 \cos^2 \beta)^{1/2}}{v_s}$$

Estas funciones de la posición en la eclíptica se han representado tomando como variable el día del año en la Figura 3.2.3.

Los eclipses, como es evidente, se presentarán alrededor de la medianoche local de la longitud en que vaya a estar situado el satélite. Este hecho, y el de su corta duración, conllevan la no influencia en la misión propiamente dicha de toma de vistas, pues como van a estar espaciados, con solo evitar la medianoche ya habremos quitado toda influencia. Sin embargo, para el subsistema de alimentación sigue teniendo cierta importancia.

3.2.4. CONDICIONES AMBIENTALES

Las condiciones ambientales en la que se encuentra un satélite geoestacionario tendrán una marcada influencia sobre todas las superficies exteriores del vehículo: células solares, revestimientos térmicos y protectores, instrumentos externos, etc, así como sobre ciertos elementos delicados del interior del satélite. Todo esto, como además, la vida deseada de un satélite como el I M Y E L es elevada, requiere un profundo estudio de las condiciones ambientales. A continuación vamos a analizar estas condiciones. Las dos primeras partes se refieren a los electrones y protones que se encuentran atrapados por el campo magnético terrestre. Seguidamente se estudiarán las partículas de origen solar y cósmico, y su contribución a las condiciones de ambiente, por las tormentas solares de protones, considerando las predicciones con-

corrientes, su propagación y sus fenómenos asociados (emisión radioeléctrica). Finalmente las dos últimas secciones se refieren respectivamente a los meteoritos y a la radiación electromagnética que proviene del sol.

3.2.4.1. Electrones atrapados en los alrededores de una órbita sincrónica.

Los flujos de electrones atrapados han sido medidos por los equipos embarcados a bordo de satélites como los Explorer VI, VII, IMP-4, GOC-A, ERS 17, etc. Entre medidas han sido analizadas por J.I. Vetter (referencia 4), estando comprendida la energía de los electrones entre 40 keV. y 1,9 MeV.

Un aspecto característico de los electrones atrapados en el cinturón exterior de radiación, reside en las importantes variaciones del flujo en función del tiempo, a saber:

- Variaciones diurnas: El flujo de electrones varía en función de la hora local debido a la variación del campo magnético terrestre local entre mediodía y medianoche.
- Variaciones de largo periodo: El flujo de electrones puede variar en algunas semanas por causa de las modificaciones de las condiciones interplanetarias. Esta variación puede llegar a ser de varios órdenes de magnitud.
- Variaciones ligadas al ciclo solar: El flujo de electrones evoluciona siguiendo el ciclo solar, siendo doble en el periodo de minimum solar que en el de maximum.

3.2.4.1.1 Variaciones medias diurnas del flujo de electrones.

Para duraciones de una misión mayores a algunos meses es conveniente hacer una media de las variaciones de largo periodo para diversos tiempos locales, lo que da unas evoluciones diurnas del flujo medio. El valor máximo del flujo solar se produce a las 9 (tiempo local), y el mínimo a medianoche. El cuadro siguiente indica variaciones diurnas típicas del flujo omnidireccional de los electrones con energías superiores a un cierto umbral, para una altitud sincrónica y en el plano ecuatorial geomagnético.

Flujos máximo y mínimo de electrones durante
un periodo de 24 horas correspondientes a flu-
jo omnidireccional en periodo de minimum solar.

Electrones con energía superior a: (KeV)	Flujo mínimo electrones.cm ⁻² .s ⁻¹	Flujo máximo electrones.cm ⁻² .s ⁻¹
10	$4,4 \cdot 10^7$	$9 \cdot 10^7$
50	$1,9 \cdot 10^7$	$8 \cdot 10^7$
300	$3,0 \cdot 10^6$	$2,7 \cdot 10^7$
500	$1,0 \cdot 10^6$	$1,1 \cdot 10^7$
1000	$7,2 \cdot 10^4$	$1,1 \cdot 10^6$
2000	$5,2 \cdot 10^2$	$1 \cdot 10^4$

3.2.4.1.2 Descripción estadística del flujo de electrones.

La variación a largo plazo del flujo de electrones puede ser descrita estadísticamente. el cuadro siguiente suministra la probabilidad de sobrepasar un cierto flujo omnidireccional de electrones de energía superior a un valor, E , correspondientes a un minimum solar a la altura geosíncrona y en el ecuador geomagnético:

Probabilidades, P , de que sea sobrepasado un flujo, J , de electrones.cm ⁻² .s ⁻¹ con una ener- gía, E , mayor del valor E_u .			
E_u (KeV)	J		
10	$1,1 \cdot 10^8$	$5,6 \cdot 10^7$	$2,6 \cdot 10^7$
100	$7,1 \cdot 10^7$	$2,3 \cdot 10^7$	$7,5 \cdot 10^6$
300	$2,9 \cdot 10^7$	$7 \cdot 10^6$	$1,7 \cdot 10^6$
500	$1,1 \cdot 10^7$	$2,3 \cdot 10^6$	$4,5 \cdot 10^5$
1000	$1 \cdot 10^6$	$1,7 \cdot 10^5$	$2,7 \cdot 10^4$
2000	$9 \cdot 10^3$	$1,1 \cdot 10^3$	$1,4 \cdot 10^2$
	$P = 0,1$	$P = 0,5$	$P = 0,9$

3.2.4.1.3 Resumen del flujo de electrones.

Hasta hace poco, en los proyectos de satélites geoestacionarios se suponían unos flujos omnidireccionales de electrones relativamente pequeños, valores medios típicos del orden de $3,5 \cdot 10^5$ electrones.cm⁻².s⁻¹ con una energía superior a los 230 KeV. Veite (Referencia 4) resaltando las contradicciones que resultaban, por ejemplo, con las medidas del Explorer XIV, puso en evidencia que estos flujos eran más importantes. Pueden preverse $1,8 \cdot 10^8$ electrones.cm⁻².s⁻¹ con la misma gama de energías. En estas condiciones, los elec-

trones vienen a ser la causa principal de la degradación de las células solares de un satélite geostacionario, resultando, a consecuencia de ello, decisivo para la elección del espesor de sus ventanas de protección.

3.2.4.2 Protones atrapados en los alrededores de una órbita sincrónica.

J.H.King (Referencia 5) ha analizado los resultados de las medidas del flujo de protones efectuadas a bordo de los satélites Explorers XII, XIV, XXVI, Belang I, P 11, e Injun 1.

Un resultado bastante sorprendente de las medidas durante varios años es la estabilidad del flujo, esto a pesar del hecho de que las vidas medias de los protones son relativamente cortas. Las variaciones del flujo de protones raramente sobrepasan el 20 %. Las observaciones efectuadas a distancias comprendidas entre 5 y 8 radios terrestres (recuérdese que el satélite está aproximadamente a 6,61 radios terrestres), indican que se producen variaciones importantes para los protones con energías superiores a 1 MeV, pero que para los comprendidos cerca de los 200 KeV la estabilidad es mucho mayor (casi del 30 % al 100 %).

En las Referencias 6 y 7 se encuentran teorías relativas al mecanismo de captura de protones en el cinturón exterior de radiación. Los resultados que aportan estas teorías concuerdan bien con los datos experimentales. El espectro del flujo integrado de protones atrapados que se deduce de las medidas (Referencia 5) puede traducirse a una expresión matemática. Para el plano ecuatorial geomagnético y a la altitud sincrónica, el flujo omnidireccional, J , de protones, $\text{cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$ cuya energía es superior a un valor E (expresado en MeV) viene dado por la ecuación

$$J = 5 \cdot 10^5 \exp\left(\frac{0,4 - E}{0,11}\right)$$

válida para protones con energías comprendidas entre 100 KeV y algunos MeV. Incluso si la órbita del satélite está algo inclinada con respecto al ecuador geomagnético, pueden utilizarse estos resultados. Los flujos omnidireccionales de protones atrapados cuyas energías son superiores a 3 MeV y a 5 MeV valen $1 \cdot 10^9$ y $5 \cdot 10^9$ protones $\cdot \text{cm}^{-2}$ durante los 5 años de vida del satélite, respectivamente.

3.2.4.3 Partículas de origen solar o cósmico.

Partículas de dos orígenes diferentes pueden intervenir en las condiciones ambientales del satélite en el interior de la magnetosfera. Unas partículas son de origen galáctico o extragaláctico y las llamamos partículas cósmicas. Otras vienen del sol, que está emitiendo continuamente y a impulsos, numerosas partículas, llamadas partículas solares.

El campo magnético interacciona con las partículas cargadas y les modifica la trayectoria cuando éstas penetran en la magnetosfera. Para una partícula dada que proviniendo de una cierta dirección pueda llegar a un punto de la magnetosfera, es necesario que su energía sea superior a un cierto valor mínimo. Estas energías, llamadas de corte geomagnético, fueron objeto de un análisis por Strömer. Si se calcula la energía de corte, utilizando la teoría de Strömer, se obtiene, para la altitud sincrona e inclinación nula respecto al ecuador geomagnético, un valor de 20 MeV para los protones. En consecuencia, en las condiciones normales, los protones cósmicos y solares de energía inferior a 20 MeV no intervendrán en el ambiente del satélite. Sin embargo, esta energía de corte puede variar a consecuencia de la modificación de emplazamiento de la magnetopausa y será necesario efectuar un estudio más profundo en una fase ulterior del proyecto.

Las partículas cósmicas comprenden un 85% de protones, 14% de partículas α , y 1% de trazas de elementos con masa atómica comprendida entre la del litio y el hierro, aproximadamente en las proporciones cósmicas. Se ha constatado que el flujo de partículas cósmicas es isotrópico en el espacio y alrededor de la tierra. El flujo de partículas y el espectro de sus energías depende del ciclo solar (Referencia 7). El flujo alcanza $1,5 \text{ partículas.cm}^{-2}.\text{s}^{-1}$, o sea $2,10^8 \text{ partículas.cm}^{-2}$ al cabo de los 5 años, para energías superiores a 100 MeV en periodo de máxima actividad solar. En periodo de minimum solar el flujo es de $4 \text{ partículas.cm}^{-2}.\text{s}^{-1}$, y por tanto, de $6,10^8 \text{ partículas.cm}^{-2}$ a los 5 años.

3.2.4.3.1 Partículas de origen solar.

La emisión corpuscular del sol es un fenómeno bastante complejo. Se trata principalmente de tres tipos de partículas: las del viento solar, las de las nubes de plasma y los protones de alta energía que provienen de las tormentas solares.

- El viento solar.

El viento solar es un movimiento continuo de protones y de núcleos de helio: cuyas energías están comprendidas entre 100 eV y algunos keV, lo que corresponde a una velocidad media de 450 a 500 km.s⁻¹. El flujo representa alrededor de $2 \cdot 10^8$ partículas. cm⁻².s⁻¹ a la distancia a la cual se encuentra la órbita de la tierra. El viento solar llega prácticamente siguiendo una línea recta (5° de dispersión respecto al eje sol-tierra) y está sujeto a fluctuaciones.

- Magnetosfera y magnetopausa.

Es la interacción entre el viento solar y el campo magnético terrestre lo que provoca la formación de una frontera del campo magnético terrestre (magnetopausa). En dirección del sol la distancia entre el centro de la tierra y la magnetopausa varía de 8 a 13 radios terrestres (Referencia 8) y vale por ejemplo 10 radios terrestres, frente a la distancia de sincronismo que es igual a 6,6 radios terrestres. En consecuencia, en las circunstancias normales, un satélite geoestacionario no estará sujeto al efecto del viento solar. La cuestión de saber si un satélite geoestacionario es susceptible o no de encontrarse expuesto al viento solar en caso de circunstancias excepcionales, y el tiempo durante el cual podría prolongarse esta anomalía, es un problema que exige un estudio más completo.

- Nubes de plasma solar.

El plasma solar que es eyectado por el sol y confinado en los campos magnéticos interplanetarios (efecto de botella magnética) puede provenir hasta la tierra en uno o dos días después de la erupción solar. Este plasma contiene principalmente grandes cantidades de partículas de pequeña energía (keV), pero puede igualmente llevar flujos considerables de protones con energías que alcancen los 20 MeV. La llegada de esta nube de plasma a la magnetopausa determina diversos fenómenos como las tempestades geomagnéticas, modificaciones espectaculares del cinturón exterior de radiación, perturbaciones de la ionosfera que afectan las uniones radioeléctricas rebajando las energías de corte geomagnéticas y decreciendo la radiación cósmica. En circunstancias normales, un satélite geoestacionario no estará sometido a las nubes de plasma solar.

- Protones que provienen de las tormentas solares de protones.

La energía de estos protones solares tiene por límite inferior 1 MeV, y puede superar 1000 MeV. Es difícil describir en general las tormentas solares de protones, puesto que sus características varían mucho de una vez a otra. El espectro de energías pueda ser representado por la función

$$J(>E) = J_0 \exp(-P/P_0)$$

donde J_0 y P_0 son respectivamente un flujo característico y una rigidez que varían en función del tiempo de manera característica en el curso de una tormenta solar de protones. Según McDonald, con 20 MeV de energía geomagnética de corte para un satélite geostacionario, y teniendo en cuenta el hecho de suponer una actividad solar máxima, el flujo acumulativo de protones de energía superior a 20 MeV, a considerar durante los 5 años de vida es del orden de $2 \cdot 10^{10}$ partículas. cm^{-2} .

3.2.4.4 Emisiones del sol en las frecuencias de radio.

La emisión del sol en la gama de frecuencias comprendidas entre 20 y 17000 MHz ha sido estudiada por un buen número de observadores. Los resultados de estas medidas están publicados en el "Quarterly Bulletin on Solar Activity" de la Unión Astronómica Internacional. Esta publicación suministra la media diaria de las densidades de flujo, la variabilidad y el grado de polarización. También se encuentran las características de las tormentas radielétricas de importancia: inicio, duración, densidad máxima de flujo, etc.

3.2.4.5 Perturbaciones bruscas de la ionosfera.

Con un retraso de algunos minutos después de una erupción o una tormenta solar, se observa un aumento enorme de la absorción de la ionosfera. Este fenómeno es imputable a la radiación electromagnética que proviene del sol, muy probablemente a los rayos X. Este efecto determina un desvanecimiento de las uniones en onda corta, y grandes subidas en la absorción del ruido cósmico.

3.2.4.6 Los meteoritos.

Las medidas del flujo de meteoritos están caracterizadas por discordancias de varios órdenes de magnitud, la razón de estas contradicciones no está todavía establecida claramente. Kaumann (Referencia 9) señala el defecto de concordancia entre las medidas hechas por métodos acústicos y fotomultiplicadores, con las medidas por captación efectiva de los meteoritos.

Los resultados de las captaciones concuerdan muy bien con la distribución del polvo interplanetario según las medidas fotométricas de la corona B, y de la luz zodiacal. Admitiendo la validez de las técnicas de captación utilizadas por el vehículo Mariner, puede deducirse que la repartición de los meteoritos es la misma cerca de la tierra que en el espacio interplanetario, esto concuerda con el hecho de que un solo cráter visible de impacto ha sido encontrado sobre una ventana de uno de los vehículos Gemini. Una cifra típica que no tiene en cuenta más que las partículas cuya masa supera los 10^{-12} Kg, sería de 0,2 impactos de micrometeorito por m^2 y por día. En cuanto a la frecuencia teórica de perforación de una placa de aluminio de 0,1 mm de espesor, sería del orden de 0,1 penetraciones por m^2 y por día.

3.2.4.7 Radiación electromagnética proveniente del sol.

La constante solar (Referencia 10) en las lejanías de la tierra vale 1400 W.m^{-2} . Vamos a indicar a continuación algunas particularidades de la repartición de la energía según las frecuencias:

Energía por encima de 7000 Angstroms	50%
" " " " 4000 "	91%
" por debajo de 3000 "	1%
" " " " 2000 "	0,02%
" " " " 1000 "	$10^{-4}\%$

En las lejanías de la tierra el flujo de las principales rayas del espectro son las siguientes:

Lyman α H I (1216 Angstroms)	$60 \cdot 10^{-8} \text{ W.cm}^{-2}$
H α II (304 ")	$3 \cdot 10^{-8} "$
H I (1026 ")	$2 \cdot 10^{-8} "$
C III (977 ")	$2 \cdot 10^{-8} "$
Si II (1817 ")	$2 \cdot 10^{-8} "$

La potencia de los rayos X en las diversas gamas de energías vale:

20-100 Angstroms	$6 \cdot 10^{-8} \text{ W.cm}^{-2}$
8- 20 "	$2 \cdot 10^{-10} "$
2- 8 "	$5,5 \cdot 10^{-11} "$

3.2.5. BIBLIOGRAFIA

- 1.- H.H. Koelle "Handbook of Astronautical Engineering" McGraw-Hill 1961
- 2.- J. Jensen "Design Guide to Orbital Flight" MacGraw-Hill 1962
- 3.- J.F. White "Powered Flight Operations" John Wiley and Sons. Now York 1969
- 4.- J.I. Vette c.a. "Models of the Trapped Radiation Environment" , NASA-SP-3024 Vol III "Electrons at Synchronous Altitude" 1967
- 5.- J.H. King; work carried out by the Aerospace Corporation under NASA-Contract, 16th January 1967
- 6.- L.R. Davis, S.H. Williamson. "Low Energy Trapped Protons" Space Ressearch III North Holland, Pullishing Company 1963, p 365-375
- 7.- W.H. Hess, "Space Science" Blackie and Sons, 1965
- 8.- N.F. Ness c.a., "Initial Results of the Imp I Magnetic Field Experiment", J. Geophys. Res. 1964, p 3531-3569
- 9.- R.J. Naumann, "The Near-Earth Meteoroid Environment", NASA-TN-D-3717 Nov. 1966
- 10.- H.H. Malitson, "Sky and Telescope", 29, 162, 1965

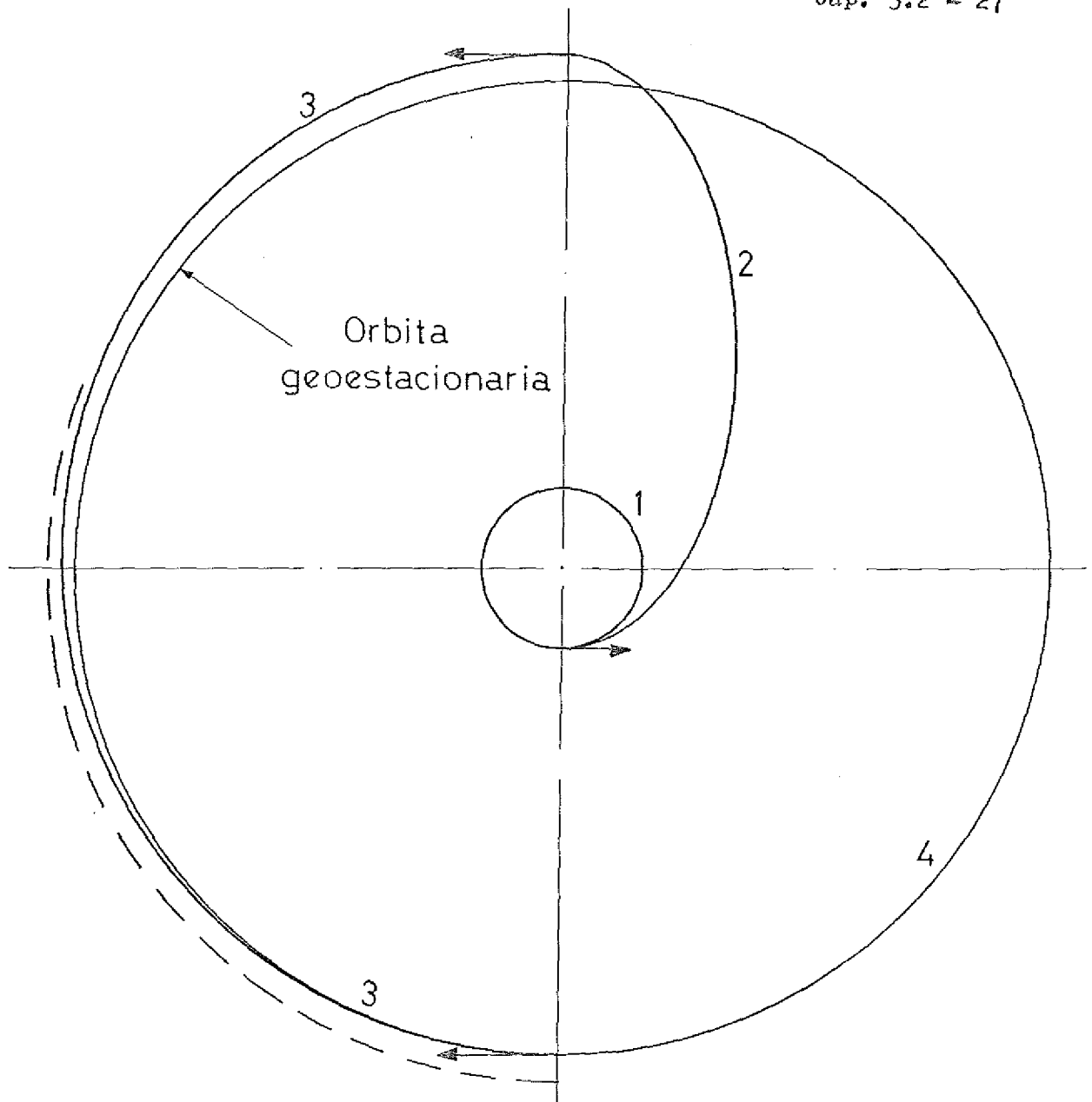


Fig. 3.2.0

Maniobras de la puesta en órbita geoestacionaria :

- 1, órbita de espera
- 2, órbita de transferencia
- 3, órbita de adquisición
- 4, órbita geoestacionaria

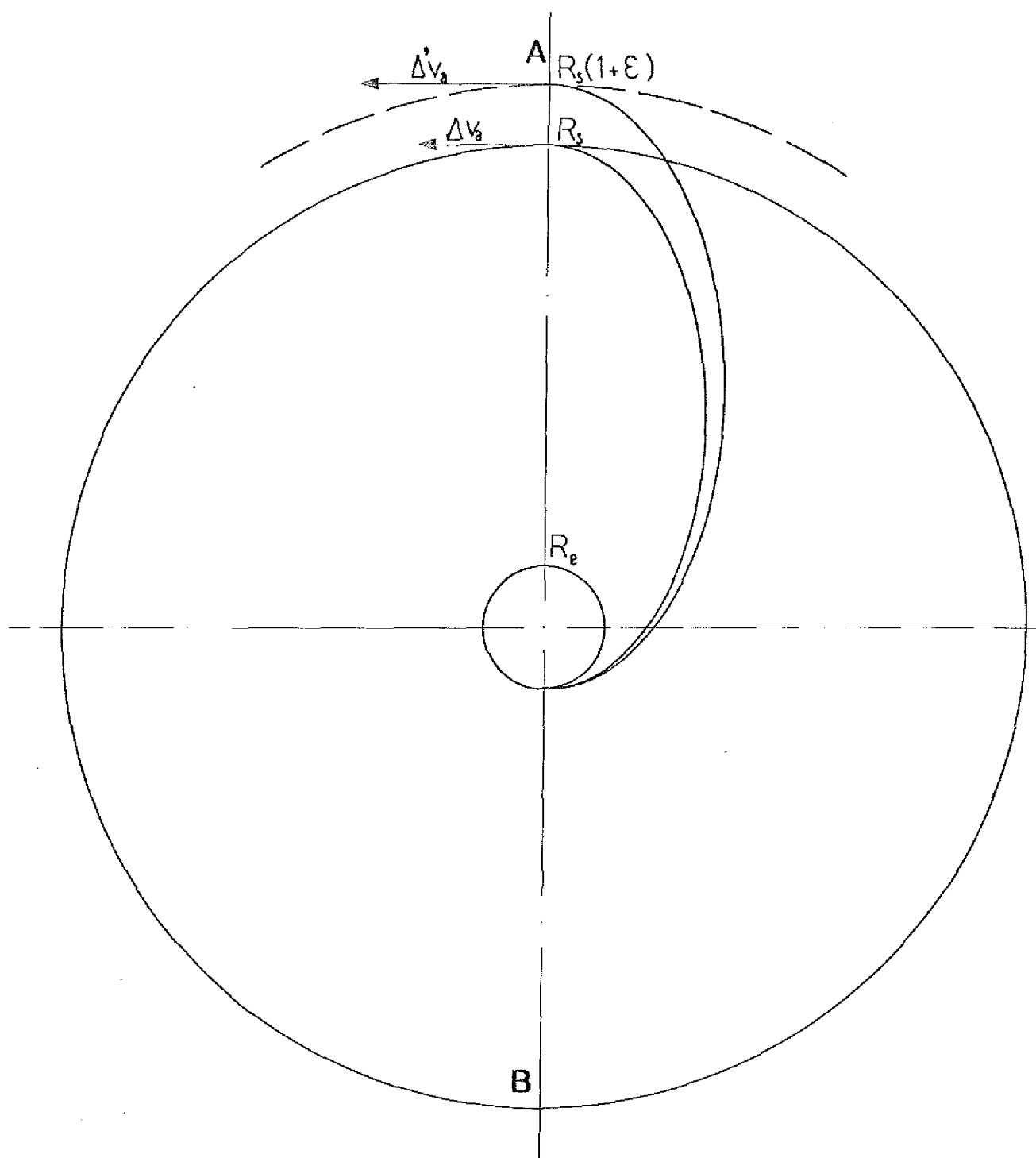


Fig. 3.2.1 Errores de inyección

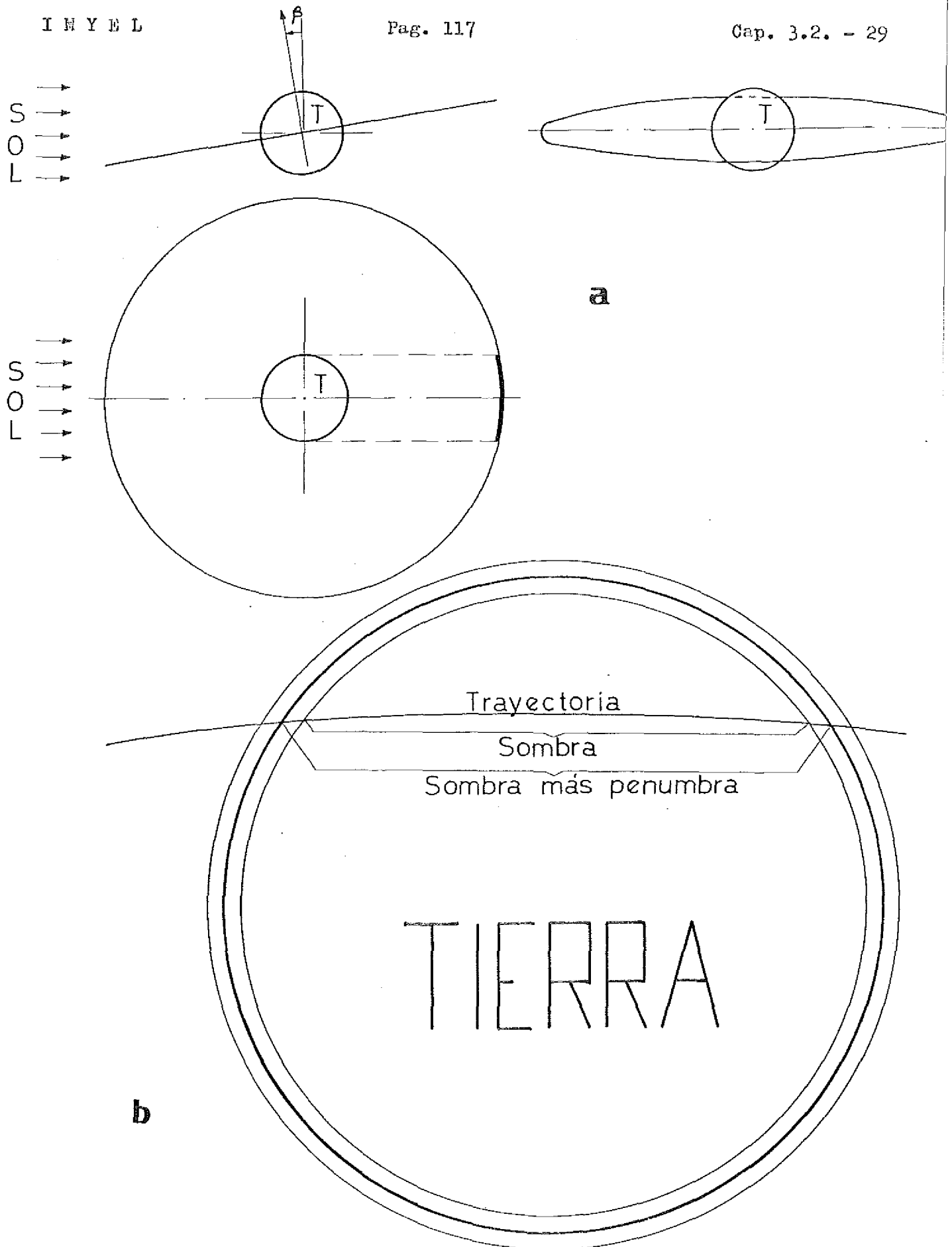


Fig. 3.2.2

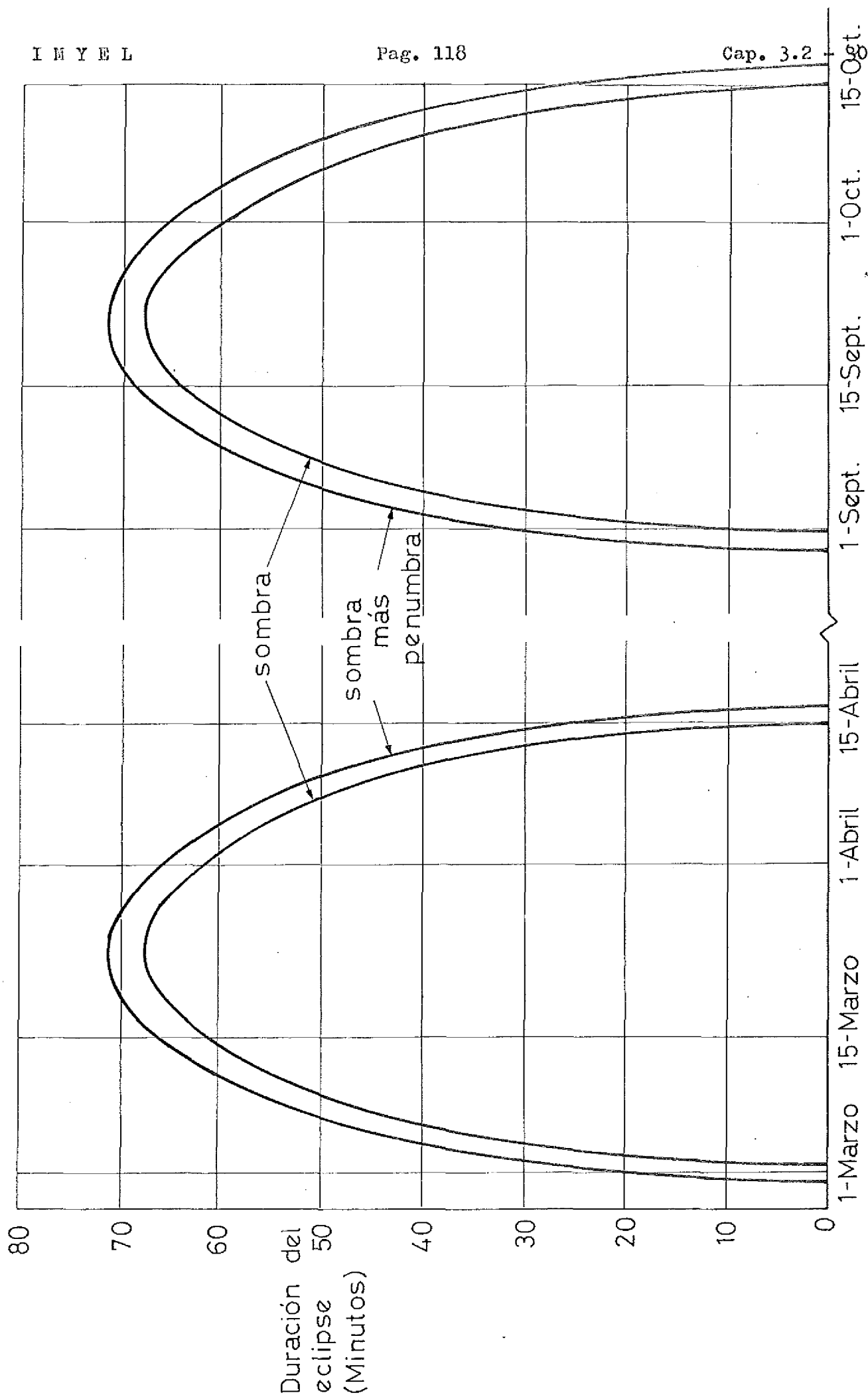
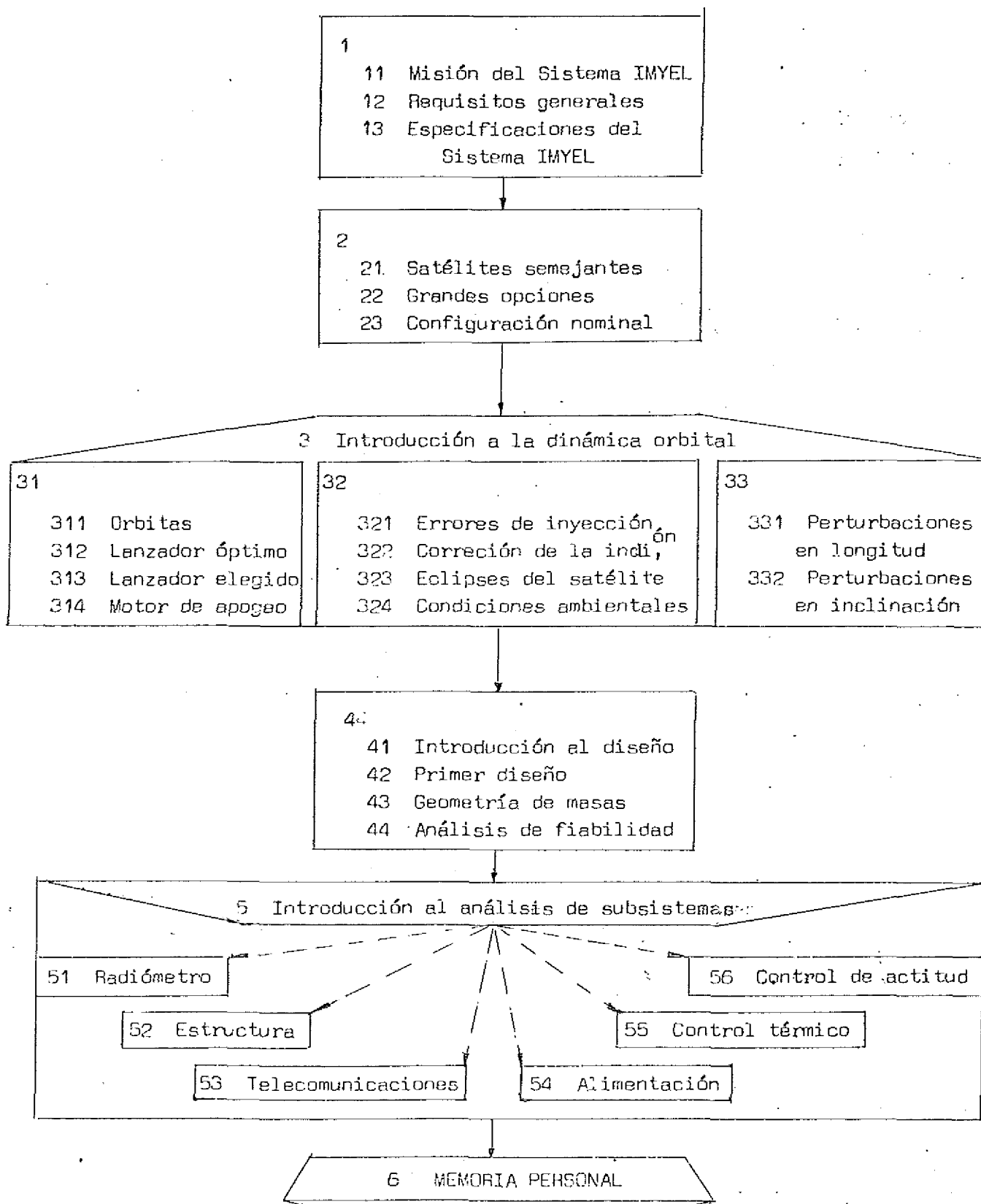


Fig. 3.2.3



I N D I C E

- 3.3 PERTURBACIONES
- 3.3.1 PERTURBACIONES EN LONGITUD ESTE-OESTE. CORRECCIONES
- 3.3.1.1 Condiciones que determinan la posición del satélite
- 3.3.1.2 Consumo y tiempo entre correcciones
- 3.3.2 PERTURBACIONES EN INCLINACION. CORRECCIONES.
- 3.3.2.1 Efecto del sol
- 3.3.2.2 Influencia de la hora de lanzamiento, Ventanas de lanzamiento
- 3.3.2.3 Efecto de la luna
- 3.3.2.4 Corrección de la deriva de inclinación. Tiempo entre correcciones
- 3.3.3 BIBLIOGRAFIA

NOMENCLATURA

Letras latinas :

a, Radio síncrono
E, energía
F, fuerza
H, Hora local (Horas)
i, inclinación
J, coeficientes de los armónicos zonales
 J_{no} , coeficientes de los armónicos tesorales
 J_{nm} , momento angular
M, masa
 \bar{M} , momento
m, masa
n, nº de días tras el 21 de marzo
 $P(\text{sen.}\theta)$, polinomios de Legendre de 1ª especie
 $P_n^m(\text{sen.}\theta)$, polinomios de Legendre de 2ª especie
R, radio de la tierra
r, distancia al centro de la tierra
T, periodo
t, tiempo
U, potencial gravitatorio
v, velocidad

Subíndices :

c, centrífuga
ci, correcciones de inclinación
g, gravitatoria
l, luna
o, inicial
p, precesión
r, radial
s, sol
st, satélite

Letras griegas :

α , ángulo de posición de la tierra en la eclíptica
 β , ángulo de posición del ecuador respecto al eje sol-tierra
 Γ , dirección del punto Aries
 ϵ , inclinación del ecuador sobre la eclíptica
 ϕ , latitud terrestre
 φ , ángulo de posición auxiliar definido en 3.3.2.1.
 λ , longitud terrestre
 μ , constante gravitatoria terrestre
 Ω , ángulo de posición de la línea de nodos
 ω , velocidad angular de la tierra

3.3 PERTURBACIONES

Para el estudio orbital referido a los parámetros nominales y a los errores de inyección, se ha supuesto que las órbitas Keplerianas eran las trayectorias exactas en el movimiento gravitacional. La realidad es mucho más complicada, aunque las aproximaciones que hemos obtenido con ese modelo hipotético de un centro atractivo puntual, con ley de atracción inversamente proporcional al cuadrado de la distancia, y, en su campo de fuerzas un cuerpo finito pero reducible a una masa puntual equivalente, lo que implica que el cuerpo es esférico, homogéneo, o con una densidad que sólo varíe radialmente, son aproximaciones útiles.

Para un satélite geostacionario en particular, las causas principales de perturbación son:

- fuerzas gravitatorias debidas a la no esfericidad de la tierra y al hecho de que su distribución de masa es irregular
- fuerzas gravitatorias debidas a la presencia del sol y la luna
- presión de radiación solar

Un estudio más completo de las fuerzas perturbadoras debería comprender también la resistencia de los restos de la atmósfera terrestre, la resistencia imputable al medio interplanetario, la presión del albedo y de la radiación infrarrojo de la tierra, las fuerzas electromagnéticas que ocasiona el estar dentro del campo electromagnético de la tierra, y otros efectos más. Todos estos efectos pueden despreciarse frente a la presión de radiación solar, y ésta a su vez, es poco importante con respecto a las fuerzas gravitatorias. En particular, Wagner (Referencia 4) ha puesto en evidencia este hecho para la resistencia debida a las partículas interplanetarias, mientras que Sehnal (Referencia 2) lo ha mostrado para la presión del albedo.

Atendiendo al efecto que producen, vamos a estudiar las perturbaciones que afectan a la órbita del satélite clasificadas en:

- perturbaciones de longitud Este-Oeste (efecto de la tierra)
- perturbaciones de inclinación del plano de la órbita (efectos lunisolares)

3.3.1. PERTURBACION EN LONGITUD ESTE-OESTE. CORRECCIONES

En este estudio sólo se considera el efecto de la tierra, que es el fundamental.

El potencial del campo gravitatorio terrestre tiene la forma siguiente:

$$U(r, \phi, \lambda) = \frac{\mu}{r} \left[1 - \sum_{n=2}^{\infty} J_{no} \left(\frac{R}{r} \right)^n P_n(\cos \phi) - \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=1}^n J_{nm} \left(\frac{R}{r} \right)^n P_n^m(\cos \phi) \cos n(\lambda - \lambda_{nm}) \right]$$

De esta función potencial se obtienen las fuerzas en la forma siguiente:

$$\begin{aligned} F_r &= -\frac{\partial U}{\partial r} \\ F_{\phi} &= -\frac{1}{r} \frac{\partial U}{\partial \phi} \\ F_{\lambda} &= -\frac{1}{r \cos \phi} \frac{\partial U}{\partial \lambda} \end{aligned}$$

Los coeficientes de los armónicos zonales, J_{no} , están bastante bien conocidos, cuando menos hasta el orden 12, mientras que los coeficientes de los términos tesoriales están conocidos, con una precisión variable, sólo hasta el orden 4. Los armónicos zonales no determinan más que un desplazamiento extremadamente pequeño de la órbita geostacionaria con respecto al ecuador. Los armónicos tesoriales producen perturbaciones mucho más importantes de la órbita, y afectan principalmente a la posición longitudinal del satélite. El segundo término, J_{22} , que refleja la excentricidad elíptica del ecuador, es el de mayor importancia, y estudiaremos exclusivamente la influencia de este término, con lo que la ecuación del potencial queda

$$U(r, \phi, \lambda) = \frac{\mu}{r} \left[1 - J_{22} \left(\frac{R}{r} \right)^2 P_2^2(\cos \phi) \cos 2(\lambda - \lambda_{22}) \right]$$

siendo $P_2^2(\cos \phi) = 3(1 - \sin^2 \phi)$

La componente longitudinal, para nuestro caso de órbita ecuatorial ($\phi=0$) será

$$F_{\lambda} = -\frac{1}{r \cos \phi} \frac{\partial U}{\partial \lambda} = -6J_{22} \frac{\mu}{a^2} \left(\frac{R}{a} \right)^2 \sin 2(\lambda - \lambda_{22})$$

Esta fuerza unitaria (por unidad de masa), actúa permanentemente sobre el satélite y tiende a aumentar o a reducir su energía, E , según la posición λ del satélite. El ritmo de variación de la energía será:

$$\dot{E} = \dot{r} \vec{F}_\lambda = a\omega F_\lambda$$

la energía, por ser una órbita Kepleriana, será

$$E = \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{a} = -\frac{\mu}{2a}$$

lo que conduce a

$$E = \frac{\mu}{2a} \dot{a} \Rightarrow \dot{a} = \frac{2a^3\omega}{\mu} F_\lambda$$

que con la 3ª ley de Kepler en la forma

$$\omega^2 a^3 = \mu$$

viene a resultar

$$\dot{a} = -\frac{2}{\omega} F_\lambda$$

es decir, el radio de la órbita aumentará o decrecerá según que F_λ sea positivo o negativo, pero sabemos que el radio y el periodo están ligados por la tercera ley de Kepler

$$\frac{a^3}{T^2} = \frac{\mu}{4\pi^2}$$

$$a^3 \omega^2 = \mu$$

$$3a^2 \omega^2 \dot{a} + 2a^3 \omega \dot{\omega} = 0$$

luego, variará el periodo

$$\dot{\omega} = -\frac{3}{2} \frac{\omega}{a} \dot{a} = -\frac{3}{a} F_\lambda = \frac{2\pi}{T^2}$$

es decir, si aumenta el radio, aumenta el periodo y por tanto el satélite se va retrasando con respecto a la rotación de la tierra y deriva hacia el Oeste. La velocidad de deriva longitudinal vale

$$\dot{\lambda} = \omega - \omega_{\text{tierra}}$$

y la aceleración de deriva

$$\ddot{\lambda} = \dot{\omega} = -\frac{3}{a} F_\lambda = -18J_{22} \frac{\mu}{a} \left(\frac{R}{a}\right)^2 \sin 2(\lambda - \lambda_{22})$$

que, sustituyendo los valores numéricos

$$J_{22} = -1,8 \cdot 10^{-6}$$

$$\lambda_{22} = -15,4^\circ \quad \text{según Wagner, (Referencia)}$$

y los ya conocidos de μ , a , R , nos queda en la forma final

$$\ddot{\lambda} = 3,9423 \cdot 10^{-15} \sin 2(\lambda + 15,4^\circ)$$

Las posiciones en que se anula esta aceleración, serán puntos de equilibrio, ya que en ellos no hay fuerza perturbadora. Esto corresponde a las longitudes siguientes: (ver Figura 331)

$$\sin 2(\lambda + 15,4^\circ) = 0 \quad \begin{bmatrix} -105,4^\circ \\ -15,4^\circ \\ 74,6^\circ \\ 164,6^\circ \end{bmatrix}$$

pero dos de ellas son de equilibrio estable y dos de inestable. La condición de estabilidad exige que la derivada de $\ddot{\lambda}$ sea menor que 0 para que si una perturbación saca el satélite de la posición de equilibrio, la fuerza que aparece le obligue a volver, por tanto

$$\frac{d\ddot{\lambda}}{d\lambda} = 7,8846 \cdot 10^{-15} \cos 2(\lambda + 15,4^\circ) \quad \begin{cases} < 0 \text{ para } \begin{bmatrix} -105,4^\circ \\ 74,6^\circ \end{bmatrix} \rightarrow \text{puntos estables} \\ > 0 \text{ para } \begin{bmatrix} -15,4^\circ \\ 164,6^\circ \end{bmatrix} \rightarrow \text{puntos inestables} \end{cases}$$

la velocidad de deriva se obtiene integrando la aceleración $\ddot{\lambda}$, pero como la ecuación es trascendente, se desarrolla en serie de Taylor alrededor de la posición inicial λ_0 .

$$\dot{\lambda} = f(\lambda) = f(\lambda_0) + (\lambda - \lambda_0) f'(\lambda_0) + \dots \approx f(\lambda_0)$$

la aproximación de retener tan solo el primer término se verá que es buena al hacer aplicación numérica. Con esta gran simplificación la integración es inmediata

$$\dot{\lambda} = 3,9423 \cdot 10^{-15} \cdot t \cdot \sin 2(\lambda_0 + 15,4^\circ)$$

la deriva tras un tiempo de acción, t , vendrá dada por la siguiente integración

$$\lambda - \lambda_0 = 1,97115 \cdot 10^{-15} \cdot t^2 \cdot \sin 2(\lambda_0 + 15,4^\circ)$$

veamos que, como este valor está limitado a $\pm 1^\circ$, la aproximación usada es excelente excepto para $f(\lambda_0) \approx 0$

3.3.1.1 Condiciones que determinan la posición del satélite.

Tratamos de posicionar el satélite de modo óptimo, pero la principal dificultad reside en que la misión exige cobertura total de la superficie terrestre por lo que no se trata de optimizar una posición sino las 3 a la vez, pues los 3 satélites deben formar entre sí ángulos de 120° nominalmente. Pero veamos las condiciones:

- las que impone la misión son las de 120° de separación entre los tres, y que, las zonas más interesantes de la tierra (Europa, América, y Oriente), resulten comprendidas íntegramente en una sola imagen, a fin de evitar las distorsiones que se presentan en los márgenes debido a la geometría propia de la toma de imagen.
- condicionamiento impuesto por la cantidad de propulsante destinado a estas correcciones, que necesariamente ha de ser limitada.
- ángulo máximo admisible de variación de alineamiento con tierra de las antenas o de la cámara. En realidad, éste es un requerimiento que recae sobre el propulsante disponible.
- dificultades para las comunicaciones de telemetría y telemando. Estas soluciones son las menos restrictivas en nuestro caso.

Dos opciones nos aparecen que cumplen los requisitos esenciales, esto es, los de la misión, a saber:

- el de mínimo gasto de propulsante

$$\left| \sin 2(\lambda_0 + 15,4^\circ) \right| + \left| \sin 2(\lambda_0 + 120^\circ + 15,4^\circ) \right| + \left| \sin 2(\lambda_0 + 240^\circ + 15,4^\circ) \right| = \text{mínimo}$$

premisa cuya solución se ha obtenido gráficamente y presenta las soluciones

$\lambda_0 \cong$ con un punto de equilibrio

es decir, cuatro soluciones, la mejor de las cuales sería $-105,4^\circ$, $14,6^\circ$ y $134,6^\circ$ (América, Europa, y Oriente, respectivamente), que presenta además una posición estable con lo cual el satélite que estuviera allí no consumiría propulsante en corregirse en longitud, porque él sólo se mantendría fijo.

- el de reparto más uniforme de consumo. Se ha usado la ecuación

$$\left| \sin 2(\lambda_0 + 15,4^\circ) \right| \sin 2(\lambda_0 + 120^\circ + 15,4^\circ) \sin 2(\lambda_0 + 240^\circ + 15,4^\circ) = \text{máximo}$$

que se ha resuelto gráficamente y se han encontrado las soluciones

$$\lambda_0 \cong 15,4^\circ + n \cdot 30^\circ \quad \text{siendo } n \text{ un número entero}$$

en este caso, de las cuatro soluciones posibles, la más adecuada es la $-150,4^\circ$, $-30,4^\circ$ y $89,6^\circ$ (Pacífico, Atlántico, e Indico.)

El consumo en este caso es mayor que en el anterior (el consumo global) siendo de las distribuciones las siguientes (índices de proporcionalidad)

primer caso: consumos proporcionales a 0 0,866 0,866

segundo caso: " " 1 0,5 0,5

de donde resulta la evidencia de la elección del posicionado del mínimo consumo, ya que sólo obliga a proveer una cantidad mínima de propulsante, y, además a uno de los satélites no le va a hacer falta.

Resumiendo, tomamos como valores nominales las longitudes geográficas siguientes:

-105° , (105° Oeste) para el satélite sobre el Costo de América

15° , Este, para el satélite sobre Europa Central

135° , Este, " " " " Australia

y desde ahora, volvemos a quedarnos con un solo satélite, el de 15° que es el más cargado, y para él vamos a estimar el intervalo entre correcciones y la masa necesaria de propulsante, tomando los mismos valores para el de 135° , y considerándolos nulos para el de -105° .

3.3.1.2. Consumo y tiempo entre correcciones.

Esto es un sencillo cálculo con el que a partir de la ecuación de deriva longitudinal

$$\lambda - \lambda_0 = 1,97115 \cdot 10^{-15} t^2 \sin(\lambda_0 + 15,4^\circ)$$

y con la hipótesis de

$-\lambda$ máximo tolerable = $\pm 1^\circ$ de la posición nominal, impuesto por los requisitos de imagen.

$-\lambda_0 = 15^\circ$ posición nominal

se trata de calcular el tiempo entre correcciones y el valor de estas. El procedimiento de corrección es el siguiente: una vez el satélite situado a $15^\circ - 14^\circ$, se le permite que derive 2° , y cuando llega a 16° se le comunica un impulso

tangente a la órbita y en sentido contrario a la deriva natural, tal que le haga volver a 14° , y así sucesivamente

El tiempo que tarda en ir de 14° a 16° es

$$t = \left(\frac{2^{\circ}}{1,97 \cdot 10^{-15} \text{ sen } 60,8^{\circ}} \right)^{1/2} = 4,5 \cdot 10^6 \text{ s} = 52,13 \text{ días}$$

y el consumo para volver a llevarlo a 14° vendría determinado del modo siguiente: en 14° la velocidad es nula, pero una aceleración constante que le imprime la fuerza perturbadora, le hace llegar a 16° con una velocidad, luego, evidentemente, para recorrer ese mismo trayecto pero en dirección contraria, necesitará salir con esa velocidad y llegará con velocidad nula a 14° , luego la variación de movimiento es el doble de la que llevaba en 16° que era

$$v = R_{\lambda} \lambda' = 4,2164 \cdot 10^7 \cdot 3,9423 \cdot 10^{-15} \cdot 4,5 \cdot 10^6 \text{ sen } 60,8^{\circ} = 0,653 \text{ m.s}^{-1}$$

luego se necesitará una masa de propulsante, m , en cada impulso

$$m = M_{\text{p}} \frac{2v}{I}$$

$$M_{\text{p}} = 375 \text{ Kg}$$

$$v = 0,653 \text{ ms}^{-1}$$

$$I = 2300 \text{ ms}^{-1}$$

$$m = 375 \frac{2 \cdot 0,653}{2300} = 0,213 \text{ Kg}$$

Pero se impone la elección de valores de número entero de días entre correcciones y condicionamientos de personal de la estación de tierra, así que se elige un número de correcciones para los 5 años de vida, de 18, valor conservativo, lo que con un periodo entre correcciones de 104 días, ya que tardará 52 días en ir de 14° a 16° y otros tantos en volver de 14° a 16° tras el impulso, nos da un consumo por cada corrección de

$$m = 0,213 \text{ kg}$$

y un consumo total en los 5 años por correcciones en longitud de

$$m_{\text{cl}} = 18 \cdot 0,213 = 3,834 \text{ kg}$$

Con esto nos contentamos en lo que respecta a las perturbaciones y correcciones de longitud. Un tratamiento riguroso analítico de todas las fuerzas que intervienen en esta perturbación podría haberse hecho usando los métodos de la

mecánica celeste (Referencia 4), con lo que hubieran aparecido clara y específicamente los diferentes efectos perturbadores de corto periodo, largo periodo, y seculares. Sin embargo, estos cálculos son laboriosos y, en este momento, no es fácil obtener rápidamente valores numéricos para el efecto conjunto de las diferentes perturbaciones.

Del hecho de la excentricidad creciente de la órbita y de la existencia de perturbaciones cíclicas de corto periodo tendrá lugar una oscilación diurna del satélite en longitud con periodos de 12 a 24 horas, y una amplitud de algunos minutos al mes.

3.3.2 PERTURBACIONES EN INCLINACION. CORRECCIONES.

Las principales perturbaciones en inclinación³⁰⁶ imputables al sol y a la luna. Las fuerzas gravitatorias ejercidas por estos astros sobre una masa unitaria que se encuentre en su campo de acción, son de la forma:

$$\vec{F}^{(k)} = \mu_k \left(\frac{\vec{r}_k - \vec{r}}{|\vec{r}_k - \vec{r}|^3} - \frac{\vec{r}_k}{|\vec{r}_k|^3} \right)$$

siendo \vec{r} el radio vector del satélite respecto al centro de la tierra

\vec{r}_k " " " " cuerpo K^{ésimo}

μ_k la constante gravitatoria del "

k, sea el sol, sea la luna

Conocidas las inclinaciones del sol y de la luna con respecto al ecuador, la consecuencia más importante de estas fuerzas gravitatorias reside en una precesión de la órbita del satélite que origina un cambio en su inclinación. Vamos a analizar primariamente las perturbaciones debidas al sol.

3.3.2.1 Efecto del sol.

La inclinación de una órbita geoestacionaria ideal con relación a la eclíptica se mantiene fija en $i \approx 23,45^\circ$. Como el periodo orbital del satélite es pequeño comparado con el periodo de rotación de la tierra alrededor del sol (0,0027), podemos admitir un modelo teórico que consiste en suponer que la masa del satélite, M_{st} se reparte uniformemente sobre su órbita, formándose una especie de

anillo alrededor de la tierra. El modelo de trabajo va a ser este anillo, atraído por un punto fijo lejano (sol), alrededor del cual se encuentra girando en una órbita que supondremos circular y de características:

$$r = \text{distancia al sol} = 1,49527 \cdot 10^{11} \text{ m}$$

$$\mu = \text{constante gravitatoria del sol} = 1,32718 \cdot 10^{20} \text{ m}^3 \cdot \text{s}^{-2}$$

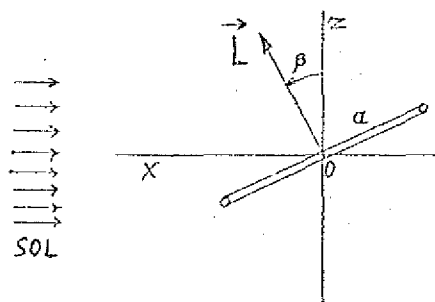
Es decir, disponemos de un punto, (el sol), de un plano, (la eclíptica), y de un anillo girando alrededor del sol y dotado de una velocidad angular alrededor de su eje que es la velocidad angular del satélite alrededor de la tierra. (véase Figura 3.3.4) Es decir, el anillo posee un momento angular $L = I_{st} \omega$.

Para cualquier posición del "anillo ecuatorial" determinada por el día del año o por el ángulo central, α , que forma con la dirección del punto Aries, Γ , actúa la fuerza gravitatoria sobre todas las porciones del anillo. La resultante de estas fuerzas es la que le obliga a describir su órbita alrededor del sol. El momento resultante le hace variar su momento cinético; este momento tiende a alinear el eje anteroposterior del anillo (visto desde el sol) con la dirección del sol, y por tanto, es nulo en los equinoccios y máximo en los solsticios (ver Figura 3.3.4). Cualitativamente se observa que este par, actuando sobre el anillo, le ocasiona una precesión giroscópica que tiende a llevar la dirección del momento angular hacia la dirección del momento de las fuerzas.

Para el estudio cuantitativo utilizamos el Principio de D'Alembert, introduciendo las fuerzas inerciales al considerar como fijo el eje sol-anillo. El desarrollo se va a hacer en tres fases: una primera considerando sólo el sol y el anillo, una segunda añadiendo la referencia de la eclíptica, y una tercera añadiendo la referencia de la tierra.

1ª Fase: Momento que actúa sobre el anillo en una posición arbitraria:

Ejes de referencia fijos: O = centro del anillo

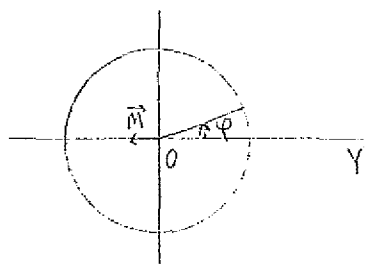
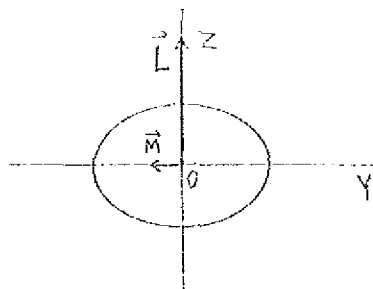


OX = eje anillo-sol

OY = eje \perp OX \perp OZ formando triedro a derechas

OZ = eje perteneciente al plano que forman la línea sol-anillo y el eje del anillo, y es \perp OX

Solamente aparece un parámetro, que es el ángulo entre el momento cinético \vec{L} y el eje OZ



Resulta evidente, por la simetría del problema respecto al plano XOZ, que la resultante de las fuerzas estaría en él y el momento lleva la dirección del eje OY y el sentido indicado.

Siendo $\frac{\mu}{2\pi a}$ la masa por unidad de longitud, el momento de las fuerzas gravitatorias de un elemento unitario es $\mu \frac{r^3}{2\pi a}$

$$\frac{\mu}{2\pi a} \frac{r^3}{(r+a \cdot \sin \varphi \cos \beta)^2} \cdot a \cdot \sin \varphi \sin \beta = m_g$$

y el de las fuerzas inerciales (centrífugas)

$$\frac{\mu}{2\pi a} \omega_{ts}^2 \cdot (r+a \cdot \sin \varphi \cos \beta) \cdot a \cdot \sin \varphi \sin \beta = m_i$$

pero disponemos de la relación $r^2 \omega_{ts}^2 = \frac{\mu}{r}$ de la órbita sidérea, luego el momento resultante será, con la hipótesis de $\frac{a}{r} \ll 1$, desarrollando en serie y reteniendo solamente el primer término,

$$\int_0^{2\pi} (m_g + m_i) \cdot a \cdot d\varphi = \frac{3}{2} \frac{\mu M_s a^2}{r^3} \sin \beta \cos \beta$$

Efecto del momento: Aunque por no ser un sistema inercial $\bar{M} = \frac{d\bar{L}}{dt} + \bar{\omega} \cdot \bar{L}$, nosotros usaremos $\bar{M} = \frac{d\bar{L}}{dt}$ ya que $\bar{\omega} \cdot \bar{L} = \omega L \sin i \ll$ valor medio anual de \bar{M}

Si el anillo no tuviera momento cinético, le acercaría uno, de eje OY, que le acercaría al eje OZ. (Hablarémos del eje del anillo siempre que queramos designar su posición y todos los parámetros los referiremos al eje del anillo). Pero el anillo tiene un momento cinético, luego el par tenderá a variar, pero como son perpendiculares \bar{L} y \bar{M} , el vector \bar{L} solo varía en dirección y no en módulo, inclinándose hacia \bar{M} , pero como se cumple que \bar{M} es siempre \perp a \bar{L} , la punta del vector \bar{L} describirá una circunferencia de eje OX y el vector \bar{L} describirá el conocido cono de precesión en el estudio de giróscopos. La velocidad angular, ω_p , con que la punta de \bar{L} describe la circunferencia viene dada por

$$\bar{M} = \bar{\omega}_p \wedge \bar{L}$$

$$M = \frac{3}{2} \frac{\mu M_s a^2}{r^3} \sin \beta \cos \beta$$

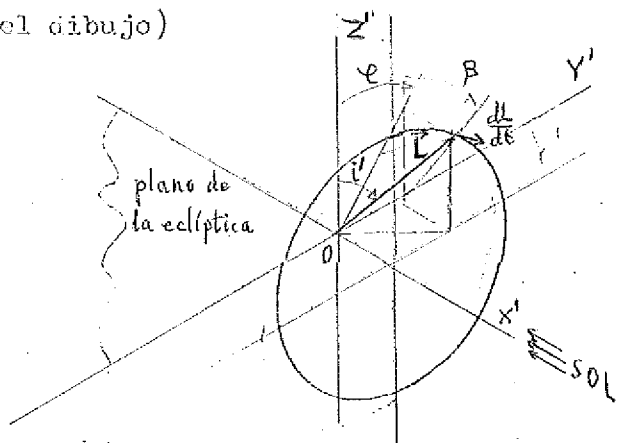
$$L = \frac{M}{B} \cdot a \cdot \omega^2$$

$$\omega_p = \frac{3}{2} \frac{\mu}{\omega_r^3} \sin \beta$$

2º Paso : Paso a la elíptica como referencia.

Ya hemos visto que β no varía con el tiempo, con lo que el ángulo que forma el vector \vec{L} (ojo del disco) con el plano \perp al eje sol-anillo es constante y vale β .

La inclinación, i , del anillo sobre la elíptica es el ángulo que forma el vector \vec{L} (\perp al plano del disco) con la perpendicular a la elíptica; (véase el dibujo)

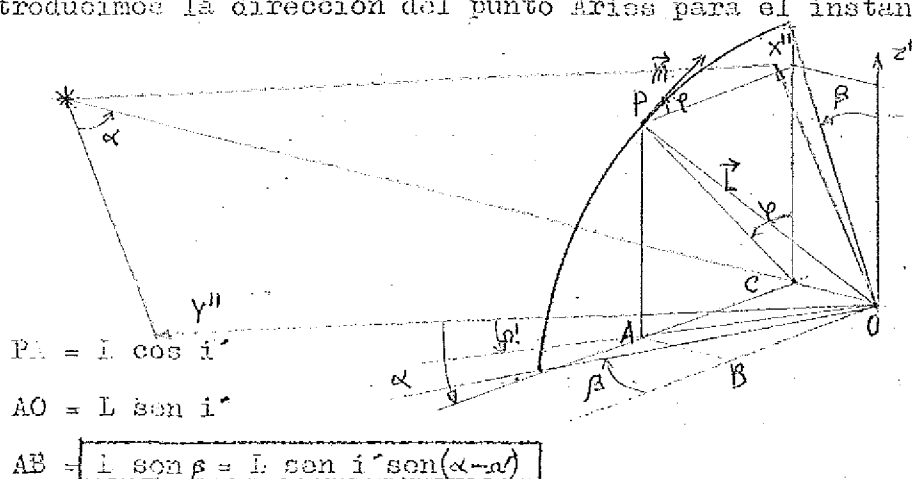


$$\begin{vmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{vmatrix} \begin{vmatrix} x \\ y \\ z \end{vmatrix}$$

$$\begin{vmatrix} x \\ y \\ z \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & -\sin \varphi \\ 0 & \sin \varphi & \cos \varphi \end{vmatrix} \begin{vmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{vmatrix}$$

Las matrices de cambio de ejes son, como puede verse al ser un giro de ángulo φ alrededor de $CX \equiv CX'$

Ahora introducimos la dirección del punto Aries para el instante considerado.



$$PA = L \cos i'$$

$$AO = L \sin i'$$

$$AB = L \sin \beta = L \sin i' \sin(\alpha - \alpha')$$

esta es la relación fundamental entre el ángulo auxiliar β y las coordenadas del anillo α, i, r . Es fácil comprobar que el paso de ejes $OX'-Y'-Z'$ a $OX''-Y''-Z''$ ha consistido en un giro alrededor de $OZ' \equiv OZ''$ y que, por tanto, las matrices de cambio de ejes son

$$\begin{vmatrix} x'' \\ y'' \\ z'' \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} \begin{vmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{vmatrix}$$

$$\begin{vmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} \begin{vmatrix} x'' \\ y'' \\ z'' \end{vmatrix}$$

los componentes de los vectores \vec{L} y \vec{M} en ejes" son:

$$\vec{L} = L \begin{vmatrix} -\sin i' \sin \alpha' \\ \sin i' \cos \alpha' \\ \cos i' \end{vmatrix} \quad \vec{M} = M \begin{vmatrix} \cos \varphi \cdot \sin \alpha \\ -\cos \varphi \cdot \cos \alpha \\ \sin \varphi \end{vmatrix} \quad \vec{M} = \frac{d\vec{L}}{dt}$$

Calculemos las variaciones con el tiempo de i' y α' :

$$L \cos i' = L_z \quad -\sin i' \frac{di'}{dt} = \frac{dL_z}{dt} \frac{1}{L} \quad \frac{di'}{dt} = - \frac{L^2}{(L^2 - L_z^2)^{3/2}} \frac{dL_z}{dt}$$

$$\tan \alpha' = - \frac{L_x}{L_y} \quad (1 + \tan^2 \alpha') \frac{d\alpha'}{dt} = \frac{L_x L_y' - L_y L_x'}{L_y^2} \quad \frac{d\alpha'}{dt} = \frac{L_x L_y' - L_y L_x'}{L_x^2 + L_y^2}$$

$$\frac{di'}{dt} = \frac{-M \sin \varphi}{L \sin i'}$$

$$\frac{d\alpha'}{dt} = \frac{-L \sin i' \sin \alpha' (-M \cos \varphi \cos \alpha) - M \cos \varphi \sin \alpha L \sin i' \cos \alpha'}{L^2 \sin^2 i'}$$

$$\sin \varphi = \frac{AC}{PC} = \frac{\sin i' \cos(\alpha - \alpha')}{\cos \beta}$$

$$\cos \varphi = \frac{PA}{PC} = \frac{\cos i'}{\cos \beta}$$

$$M = \frac{3}{2} \frac{\mu M_s a^2}{r^3} \sin \beta \cos \beta$$

$$L = M_s a^2 \omega$$

$$\frac{di'}{dt} = - \frac{3}{4} \frac{\mu}{\omega r^3} \sin i' \sin^2 (\alpha - \alpha')$$

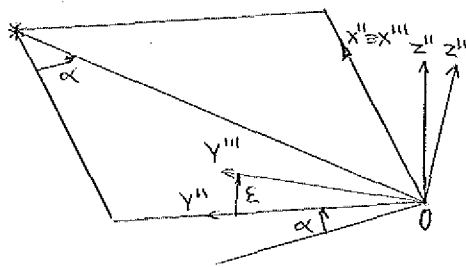
$$\frac{d\alpha'}{dt} = - \frac{3}{2} \frac{\mu}{\omega r^3} \cos i' \sin^2 (\alpha - \alpha')$$

Si tenemos en cuenta que $\frac{di'}{dt} \ll \frac{d\alpha}{dt}$ y $\frac{d\alpha'}{dt} \ll \frac{d\alpha}{dt}$ podemos apreciar que ambas variaciones son periódicas, de periodo anual, pero de valor medio nulo en el primer caso y no nulo en el segundo:

$$\left. \frac{di'}{dt} \right|_{\text{media anual}} = 0$$

$$\left. \frac{d\alpha'}{dt} \right|_{\text{media anual}} = 0,677^\circ/\text{año}$$

3ª Fase. Introducción de la referencia tierra.



Fácilmente se obtienen las matrices de cambio de ejes, pues resultan de un giro del plano $OX''Z''$ alrededor del eje $OX'' = OX'''$ de un ángulo ϵ igual a la inclinación del ecuador.

$$\begin{vmatrix} x'' \\ y'' \\ z'' \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \epsilon - \sin \epsilon & \\ 0 & \sin \epsilon & \cos \epsilon \end{vmatrix} \begin{vmatrix} x''' \\ y''' \\ z''' \end{vmatrix} \quad \begin{vmatrix} x'' \\ y'' \\ z'' \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \epsilon - \sin \epsilon & \\ 0 & \sin \epsilon & \cos \epsilon \end{vmatrix} \begin{vmatrix} x''' \\ y''' \\ z''' \end{vmatrix}$$

El vector \vec{L} tiene por componentes

$$\text{en ejes.}'' \quad \vec{L} = L \begin{vmatrix} -\sin i' \sin \alpha' \\ \sin i' \cos \alpha' \\ \cos i' \end{vmatrix} \quad \text{en ejes.}''' \quad \vec{L} = L \begin{vmatrix} -\sin i \sin \alpha \\ \sin i \cos \alpha \\ \cos i \end{vmatrix}$$

Luego se verificarán las seis igualdades

$$\begin{vmatrix} -\sin i \sin \alpha \\ \sin i \cos \alpha \\ \cos i \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \epsilon - \sin \epsilon & \\ 0 & \sin \epsilon & \cos \epsilon \end{vmatrix} \begin{vmatrix} -\sin i' \sin \alpha' \\ \sin i' \cos \alpha' \\ \cos i' \end{vmatrix} \quad (1)$$

De las 3 primeras obtenemos las ecuaciones de cambios de ejes sol a ejes "tierra" y de las 3 segundas el cambio inverso. Tan solo nos interesa ahora la ecuación;

$$\cos i = \cos i' \cos \epsilon + \sin i' \cos \alpha' \sin \epsilon$$

que diferenciada nos da

$$\frac{di}{dt} = \frac{1}{\sin i} \left[(\sin i' \cos \epsilon - \cos i' \cos \alpha' \sin \epsilon) \frac{di'}{dt} + \sin i' \sin \alpha' \sin \epsilon \frac{d\alpha'}{dt} \right]$$

y si sustituimos $\frac{di'}{dt}$ y $\frac{d\alpha'}{dt}$ obtenidas en la segunda fase, nos queda

$$\frac{di}{dt} = \frac{-1}{\sin i} \frac{3}{4} \frac{\mu}{\omega r^3} \left[(\sin i' \cos \epsilon - \cos i' \cos \alpha' \sin \epsilon) \sin i' \sin 2(\alpha - \alpha') + 2 \sin i' \cos i' \sin \alpha' \sin \epsilon \sin^2(\alpha - \alpha') \right] \quad (2)$$

Vamos a hacer aplicación numérica para el caso de órbita ecuatorial

$$i' = \epsilon$$

$$\alpha' = 0$$

$$\frac{di}{dt} = -\frac{3}{4} \frac{\mu}{\cos^3} \sin i' \sin 2(\alpha - \alpha') = -1,6 \cdot 10^{-10} \sin 2\alpha = -0,3 \sin 2\alpha \frac{\text{grados}}{\text{año}}$$

Vemos que es importante es la época de lanzamiento, representada aquí por α en el valor inicial de la $\frac{di}{dt}$.

Si hacemos aplicación numérica al caso $i = 2^\circ$ $\alpha = 90^\circ \rightarrow i' = 25.45^\circ$ $\alpha' = 5^\circ$ obtenemos

$$\frac{di}{dt} = -0,33 \sin 2(\alpha - 5^\circ) = -0,37 \sin^2(\alpha - 5^\circ) \frac{\text{grados}}{\text{año}}$$

Esto es el caso estimado como más desfavorable, y para él, tenemos una derivada media de

$$\left. \frac{di}{dt} \right|_{\text{media anual}} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \frac{di}{dt} d\alpha = -0,285^\circ/\text{año}$$

De una forma completamente general, podemos obtener el valor media anual de $\frac{di}{dt}$ a partir de la ecuación (2)

$$\left. \frac{di}{dt} \right|_{\text{media anual}} = -\frac{3}{4} \frac{\mu}{\cos^3} \frac{\sin i' \cos i' \sin \alpha' \sin \epsilon}{\sin i}$$

y ahora, aproximando $i' \approx \epsilon$ y sustituyendo valores numéricos obtenemos

$$\left. \frac{di}{dt} \right|_{\text{media anual}} = -0,11 \cdot \frac{\sin \alpha'}{\sin i}$$

donde nos queda sustituir α' en función de las condiciones iniciales en ejes tierra, que las extraemos del sistema (1)

$$\frac{1}{\tan \alpha'} = \frac{\cos \epsilon}{\tan \alpha} + \frac{\sin \epsilon}{\tan i \sin \alpha}$$

así que para unos i y α conocidos, con esta ecuación se calcula α' y sustituyendo en el anterior i y α' obtendremos la media anual de deriva en inclinación, que es el valor apropiado para un estudio de un tiempo sin correcciones no menor de un año (de lo contrario no deberíamos usar la media anual sino la ecuación (2)).

3.3.2.2 Influencia de la hora de lanzamiento. Ventanas de lanzamiento.

La hora de lanzamiento influye en α y por lo tanto en α' y con ello en la $\left. \frac{di}{dt} \right|_{\text{media anual}}$. Para un día dado, caracterizado con un $\alpha = 0,9863 \cdot n$ ($n = n^\circ$ del día del año tras el 21 de Marzo y α en grados). Para una inyección fijada por la longitud que debe ocupar el satélite. Y para una hora local H_0 de inyección, la ascensión recta en la inyección (con una pequeña inclinación) viene dada por:

$$\alpha = 0,9863 \cdot n + \lambda_0 + 15 \cdot H_0$$

viniendo H_0 en horas (hora local)

λ_0 en grados (longitud Este)

n en días después del 21 de Marzo

Ω en grados

Para el caso más desfavorable, con una $i = 2$ la $\left. \frac{di}{dt} \right|_{\text{media anual}}$ esta comprendida entre

$$-0,285^\circ/\text{año} < \left. \frac{di}{dt} \right|_{\text{media anual}} < +0,285^\circ/\text{año}$$

y su valor viene fijado por Ω , así que, para mantenerse en un valor muy pequeño de $\left. \frac{di}{dt} \right|_{\text{media anual}}$, el día, la hora, y la posición de inyección, deben cumplir unas restricciones. Puesto que λ_0 viene condicionado por la misión, tan sólo nos queda jugar con el día y la hora. Un análisis rápido de las posibilidades óptimas nos relaciona la hora con el día elegido. Como ejemplos, tenemos que

Para el día 10 de Enero la hora más apropiada es

$$H_0 = \frac{-1}{15} ((0,983 \cdot (-91) + 15)) \approx +5^h \text{ las } 5 \text{ de la mañana}$$

Para el día 25 de Abril sería

$$H_0 = \frac{-1}{15} (0,983 \cdot 35 + 15) \approx -3^h 20^m \text{ las } 8^h 40^m \text{ de la tarde}$$

Para el día 29 de Agosto sería

$$H_0 = \frac{-1}{15} (0,983 \cdot 161 + 15) \approx -11,5 \quad 12^h 30^m \text{ del mediodía}$$

Etc. En cambio, la peor hora (para este último ejemplo) sería

$$H_0 = \frac{1}{15} (90 - 0,983 \cdot 161 - 15) \approx +5,5 \quad 6^h 30^m \text{ de la tarde}$$

Una vez calculada la velocidad media de deriva, habría que superponer las componentes periódicas ligadas al movimiento de la tierra alrededor del sol. Para un intervalo de tiempo pequeño, la inclinación es una función casi lineal del tiempo, con pequeñas fluctuaciones oscilatorias de período de medio mes y medio año. A largo plazo el efecto es cíclico, con un período de alrededor de 51 años, según se menciona en las referencias:

- D Bronwer

- R RALLAN

3.3.2.3. Efecto de la luna.

Las perturbaciones de una órbita geostacionaria debidas a la luna son mucho más difíciles de evaluar. En principio, puede aplicarse el mismo proce-

dimiento que para el sol, aunque ahora $\frac{a}{r} \approx 0,11$ (r = distancia luna-tierra) y la simplificación de considerar sólo términos de primer orden en el desarrollo en serie, dará una menor aproximación. Por otra parte, la línea de nodos de la órbita lunar tiene una regresión de unos $20^\circ/\text{año}$ y, en consecuencia, el par perturbador cambia, dado que el ángulo entre el plano de la órbita de la luna y el plano de la órbita del satélite, cambia. La perturbación imputable a la luna, es máxima cuando el nodo ascendente de la órbita lunar coincide con el equinoccio de primavera puesto que entonces $\Omega = 0$, y es en ese momento que el ángulo entre los planos de las dos órbitas es máximo, a saber $23,45^\circ + 5,15^\circ = 28,6^\circ$ ($5,15^\circ$ es el ángulo que forma el plano de la órbita de la luna con el plano de la eclíptica). En cambio, cuando $\Omega = 180^\circ$, el ángulo entre las órbitas de la luna y el satélite, se hace mínimo y es entonces cuando son menores las perturbaciones lunares.

Consultando las efemérides, se observa que $\Omega = 0$ tuvo lugar hacia el 19 de Marzo de 1.969, mientras que $\Omega = 180^\circ$ ocurrirá sobre Junio de 1.978. Con la hipótesis de que el lanzamiento será en esa época (verano 78), nos encontramos en el caso más ventajoso durante los primeros años de vida, aunque al final de ésta, ya estaremos más cerca de las mayores perturbaciones.

Admitiendo que el nodo ascendente de la órbita lunar estuviese fijo, fuera en $\Omega = 0$ o en $\Omega = 180^\circ$ durante toda la vida prevista del satélite (5 años), y considerando tan sólo la primera aproximación como ya hemos indicado, podemos aplicar exactamente el mismo razonamiento hecho para la influencia del sol sin más que cambiar los valores numéricos del sol por los de la luna, obteniendo dos límites, uno superior (para $\Omega = 0$) y otro inferior ($\Omega = 180^\circ$) sin más que sustituir.

$$\mu = \mu_{\text{luna}}$$

$$r = r_{\text{luna}}$$

$$\varepsilon = 23,45^\circ \pm 5,15^\circ \quad \begin{array}{l} \text{para el caso primero} \\ \text{para el caso segundo} \end{array}$$

hecho lo cual en la expresión

$$\left. \frac{di}{dt} \right|_{\text{media}} = - \frac{3}{4} \frac{\mu}{\omega r^3} \frac{\sin i' \cos i' \sin \alpha' \sin \varepsilon}{\sin i}$$

se obtiene $\frac{di}{dt} \Big|_{\text{media anual}} = k \frac{\sin \alpha}{\sin i} \left(\frac{\text{grados}}{\text{año}} \right)$ en el 1º caso $k = 0,32$
 en el 2º caso $k = 0,16$

lo que conduce, para el caso más desfavorable en α comprendido en las mismas hipótesis de $i = 2^\circ$ (Véase 3.3.2.1)

$$\frac{di}{dt} \Big|_{\text{media anual}} = \begin{matrix} 0,678^\circ/\text{año} & \text{para } \alpha = 0 & (1^\circ \text{ caso}) \\ 0,469^\circ/\text{año} & \text{para } \alpha = 180^\circ & (2^\circ \text{ caso}) \end{matrix}$$

Nosotros tomaremos un valor medio $\frac{di}{dt} \Big|_{\text{media anual}} = 0,575$ lo que hay que añadir al valor debido al sol $\frac{di}{dt} \Big|_{\text{media anual}} = 0,285$ para obtener la velocidad de deriva total por efectos gravitatorios lunisolares

$$\frac{di}{dt} \Big|_{\text{media anual total}} = 0,285 + 0,575 = 0,86^\circ/\text{año}$$

Notemos que la perturbación ejercida por la luna es doble que la del sol.

Realmente esta superposición sólo es válida porque se trata de pequeñas inclinaciones, pero coincide apreciablemente con los valores encontrados por Allan (Referencia 3) por un procedimiento distinto.

Admitiendo esta deriva media de inclinación para la órbita del satélite llegaríamos a una deriva al cabo de los 5 años de $4,3^\circ$ si no se hiciera ninguna corrección. La misión, por consideraciones de la imagen, requiere un posicionado mejor de $\pm 1^\circ$ en latitud, luego vemos que es preciso prever correcciones que mantengan la inclinación dentro de este margen.

3.3.2.4. Corrección de la deriva de inclinación.

La deriva de la inclinación de la órbita que resulta de los pares p perturbadores ejercidos por el sol y la luna, puede corregirse por medio de propulsores que comuniquen al satélite impulsos que están orientados perpendicularmente al plano de la órbita. Estos impulsos se aplican normalmente en el nodo ascendente o en el nodo descendente de la órbita, pero para evaluar los impulsos necesarios, vamos a suponer que se aplican en puntos de la órbita que están sobre el diámetro perpendicular a la línea de nodos, de modo que se opongan a las fuerzas perturbadoras. Si nos ceñimos a valores medios calculados sobre un año, el par perturbador medio (por unidad de masa del satélite) tal como se calcula en la sección 3321 (2ª Fase) tendremos

$$\bar{M} = M \cdot \begin{vmatrix} \cos \varphi \sin \alpha \\ -\cos \varphi \cos \alpha \\ \sin \varphi \end{vmatrix} = \frac{3}{2} \frac{\mu a^2}{r^3} \sin i' \sin (\alpha - \alpha') \cdot \begin{vmatrix} \cos i' \sin \alpha \\ -\cos i' \cos \alpha \\ \sin i' \cos (\alpha - \alpha') \end{vmatrix}$$

$$\bar{M}_{\text{media anual}} = \frac{3}{2} \frac{\mu a^2}{r^3} \sin i \cos i \cdot \left| \begin{array}{c} 1 \\ 2 \\ 0 \\ 0 \end{array} \right|$$

$$M_{\text{media anual}} = \frac{3}{2} \frac{\mu a^2}{r^3} \sin \varepsilon \cos \varepsilon \Big|_{\text{sol}} + \frac{3}{4} \frac{\mu a^2}{r^3} \sin \varepsilon \cos \varepsilon \Big|_{\text{luna}} = 61,4 \text{ m}^2 \cdot \text{s}^{-2}$$

(se ha tomado un valor medio de $\varepsilon_{\text{luna}} = 23,45^\circ$)

El procedimiento a emplear es igual al de las correcciones en longitud. Suponemos una deriva máxima media de $-0,86^\circ/\text{año}$, que elegiremos por la ventana de lanzamiento, y suponemos que, una vez posicionado con $i = +1^\circ$, se deja que derive durante unos 28 meses con lo que alcanzará una inclinación aproximada de $i = -1^\circ$, Entonces, mediante el subsistema de pilotaje se le comunica un impulso por medio de los motores de hidrocina, que vamos a calcular.

El par suministrado por los impulsos de corrección vale a. Δv , y para que la corrección sea completa debe ser igual a $M \cdot T$ siendo T el tiempo durante el cual el satélite debe estar mantenido posicionado. El impulso global que permite corregir durante esos 28 meses la inclinación, resulta ser

$$\Delta v = \frac{T}{a} M = \frac{28 \cdot 30.86400}{4.2164.10^7} 61,4 = 105,7 \text{ ms}^{-1}$$

Nos va a requerir efectuar dos correcciones, una a los 2,3 años, y otra a los 4,6 lo que nos lleva a un consumo de propulsante

$$m = 2 \cdot \Delta v \cdot \frac{M}{I} = 2 \cdot 105,7 \cdot \frac{375}{2300} = 34,46 \text{ kg}$$

podríamos ajustar más el intervalo de modo a poder efectuar tan solo una corrección de inclinación, pero, por las solicitudes de la imagen, nos vemos obligados a efectuar dos, así que lo mejor será repartirlos más uniformemente a los 1,7 años y 3,4 años, con lo cual sólo necesitaremos consumir un impulso

$$\Delta v = \frac{1,7 \cdot 365 \cdot 86400}{4.2164.10^7} 61,4 = 78 \text{ ms}^{-1}$$

lo que nos da un gasto debido a las correcciones de inclinación, m_{ci} , de

$$m_{ci} = 2 \cdot \Delta v \cdot \frac{M}{I} = 2 \cdot 78,0 \cdot \frac{375}{2300} = 25,43 \text{ kg}$$

Notemos que este consumo es casi 7 veces superior al que requieren las correc-

ciones en longitud. De cualquier modo, queda claro que la velocidad media de deriva en inclinación no tendrá el valor indicado más que durante un breve espacio de tiempo, durante el lanzamiento, según se elija la "ventana", es decir cada día no existe más que un margen estrecho de tiempo durante el cual puede ponerse en órbita el satélite. Incluso puede disminuir este intervalo de tiempo y llega hasta desaparecer totalmente si se desean cumplir otros requisitos en el lanzamiento, por ejemplo, si se tuviera que conservar un cierto ángulo entre el eje de giro del satélite y los rayos solares, etc.

3.3.3. BIBLIOGRAFIA.

- 1.-C.A.Wagner. "The Earth's Longitude Gravity Field as Sensed by the Drift of three Synchronous Satellites" NASA-TN-D-3577, Oct. 1966
- 2.- L.Sechnal. "The Influence of the Re-radiation of the Earth on the Motion of Artificial Satellites" in G.Centopoulos, "The Theory of Orbits in the Solar System and in Stellar Systems", 1AU Symposium nº 25. London 1966, pag. 345- 354.
- 3.- R.R.Allan. "Perturbations of a Geostationary Satellite. Ellipticity of the Equator. Luni-Solar Effects". RAE Tech. Notes Space 43 and 47, 1963.
- 4.- D. Brouwer and G.M.Clemens. "Methods of Celestial Mechanics". New York, 1961.

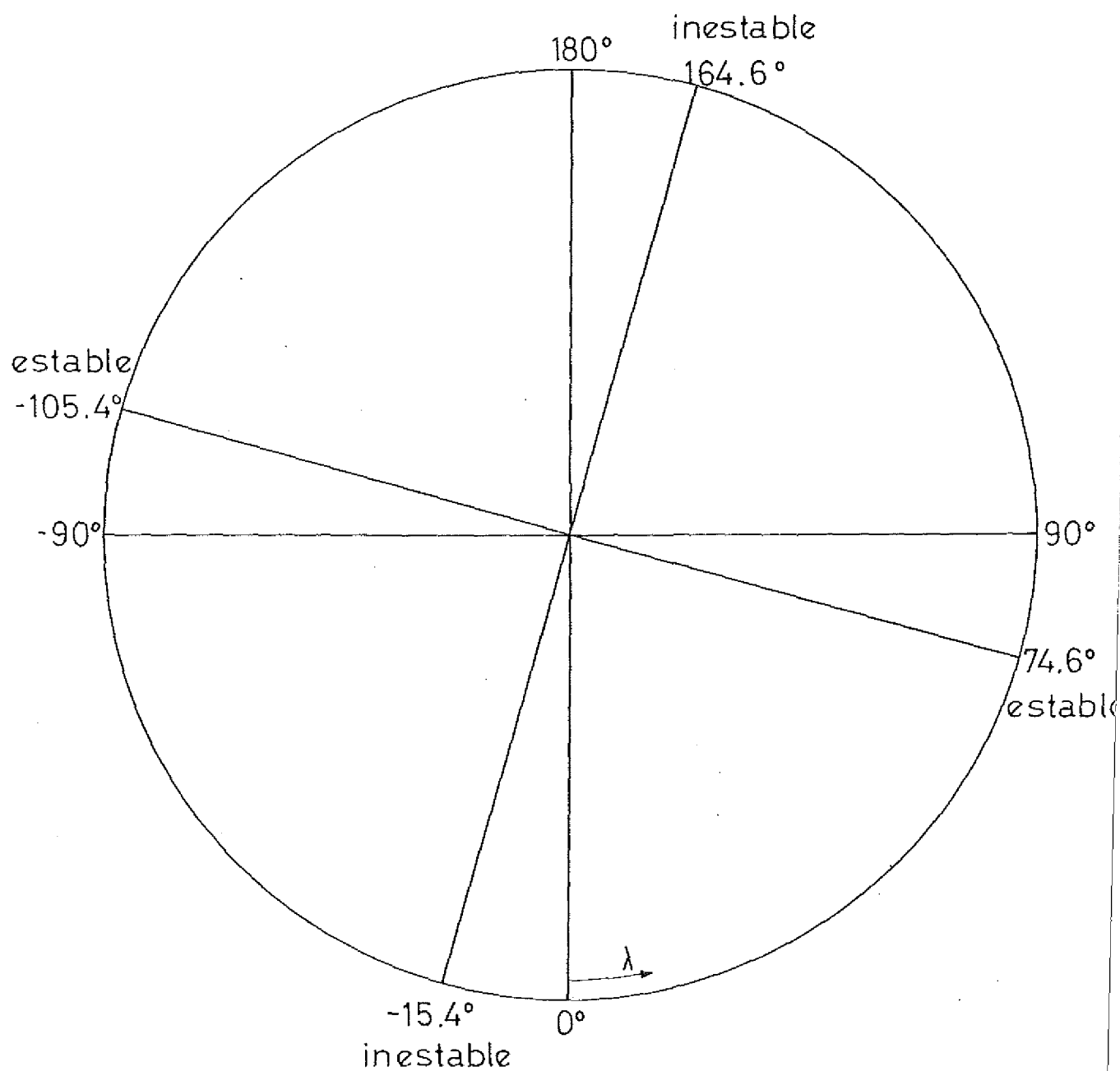


Fig. 3.3.1

Puntos de equilibrio de las perturbaciones en longitud por efecto del potencial gravitatorio de la tierra.

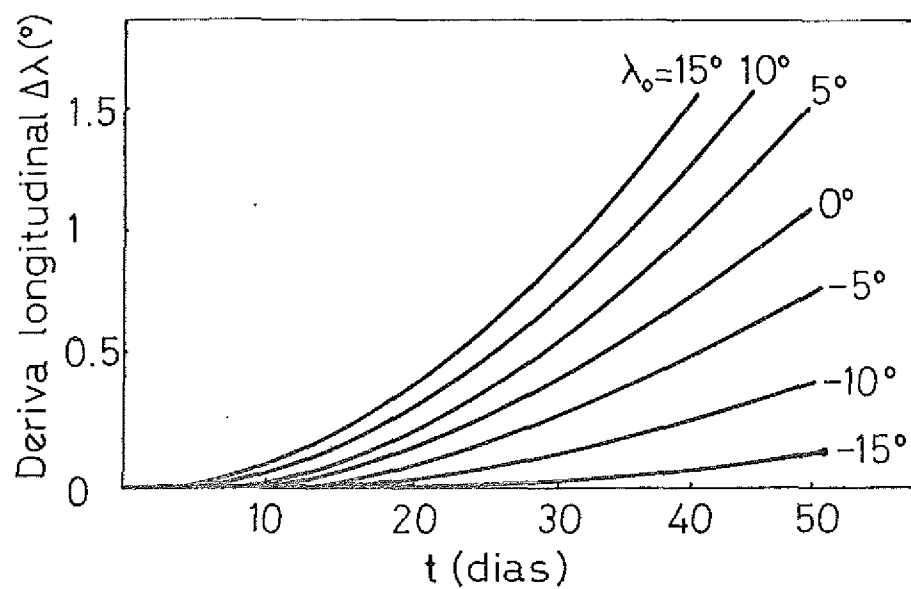


Fig. 3.3.2

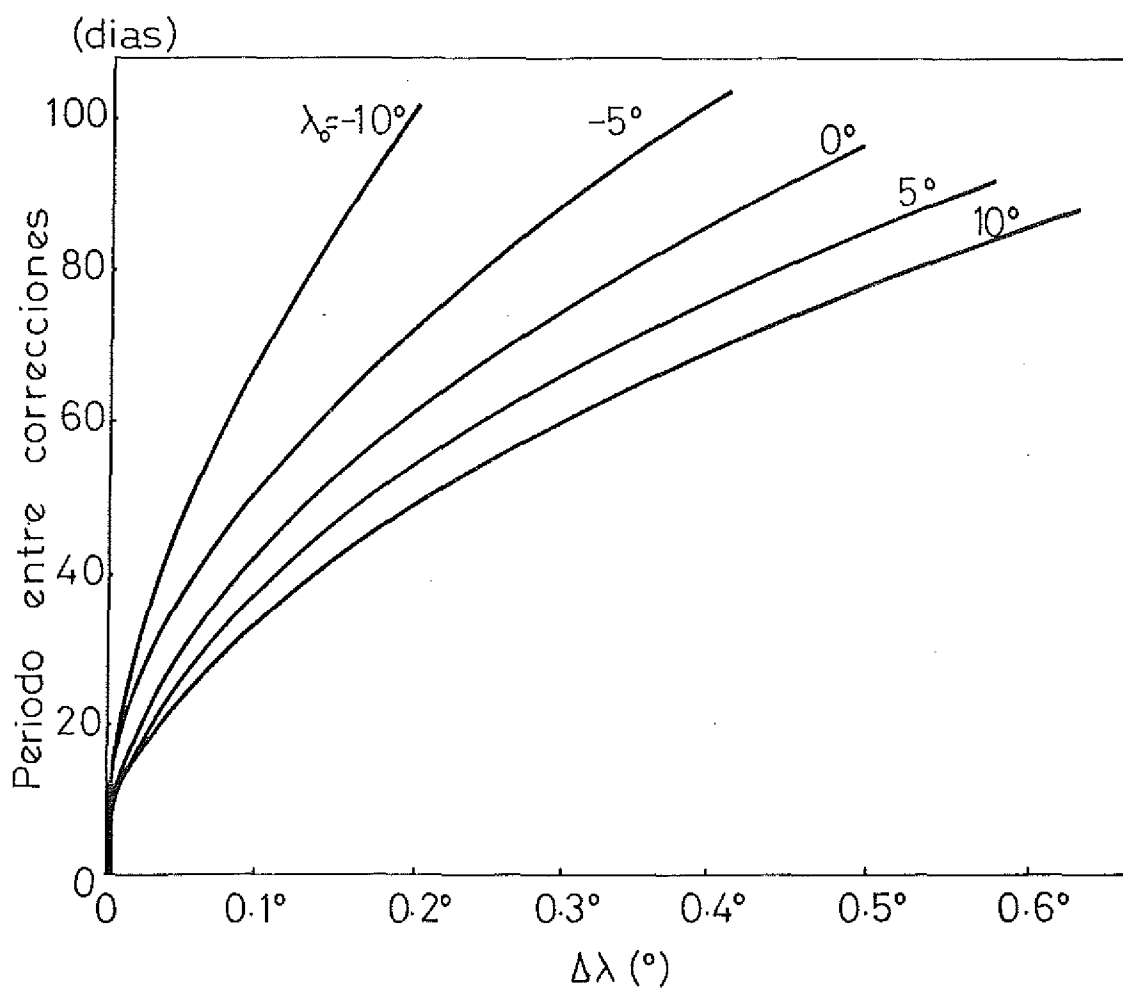


Fig. 3.3.3

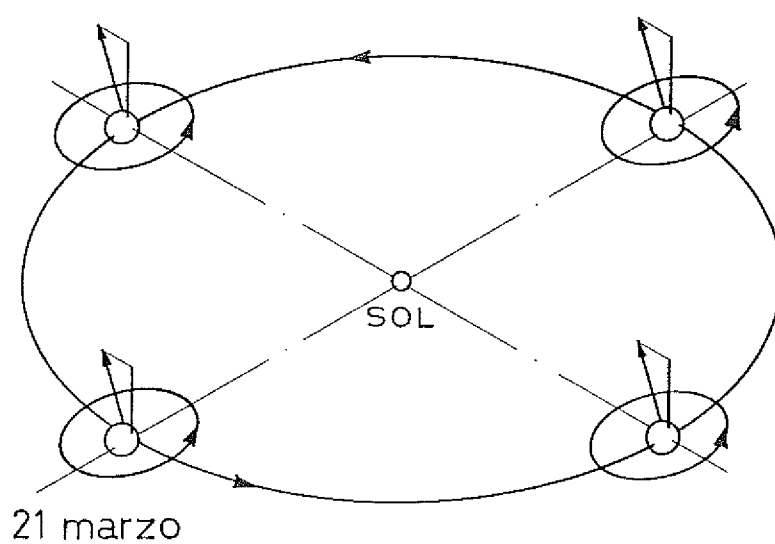
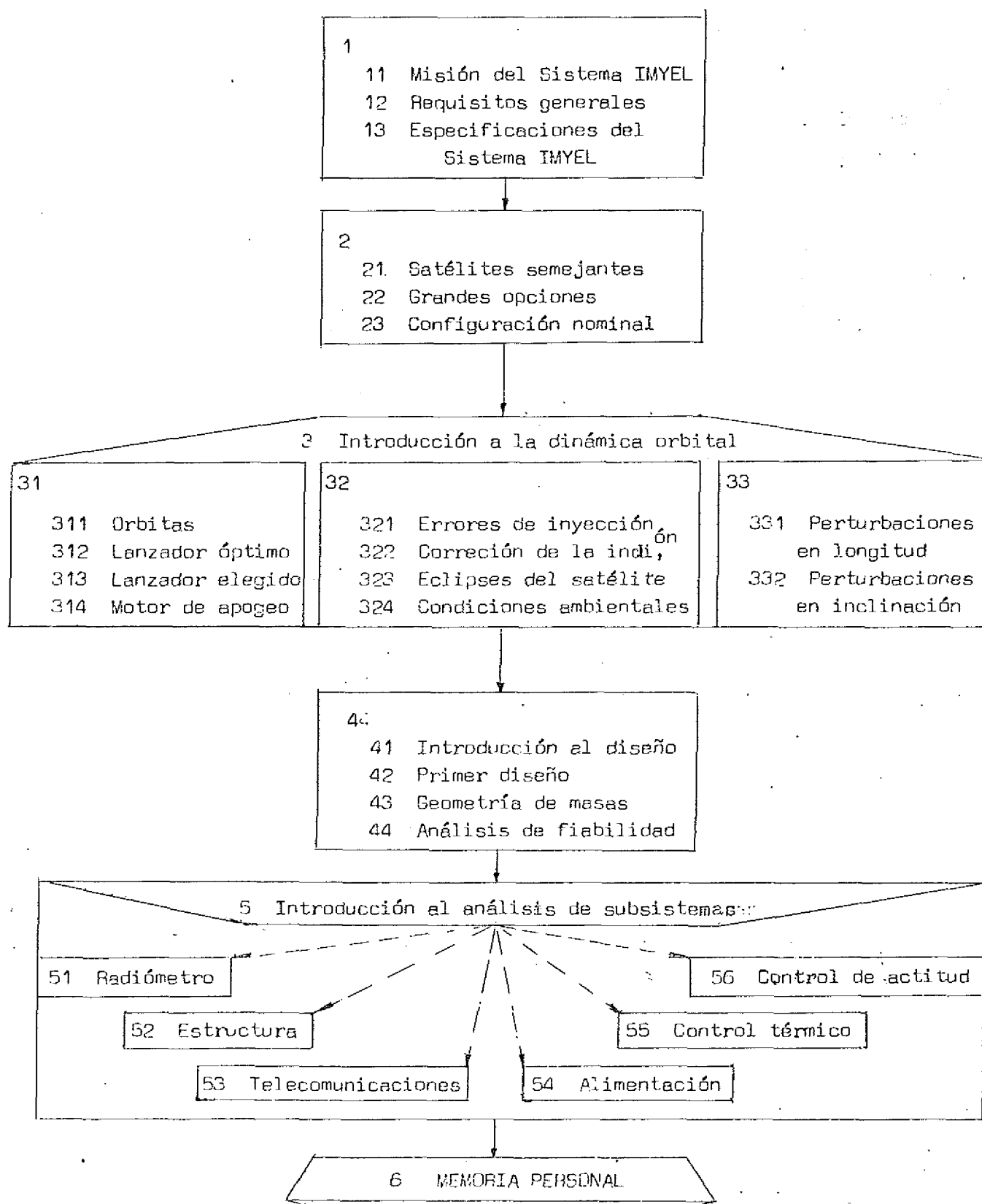


Fig. 3.3.4

Posición de la órbita geoestacionaria respecto al sol, según la época del año.



I N D I C E

4.1	INTRODUCCION DEL DISEÑO
4.1.1	Principios básicos
4.1.2	Diseño primitivo
4.2	PRIMER DISEÑO
4.2.1	Características generales del satélite
4.2.2	Emplazamiento de los elementos
4.3	GEOMETRIA DE MASAS
4.3.1	Cálculo aproximado de las características de inercia de los elementos
4.3.2	Características de inercia de todo el satélite en conjunto
4.3.2.1	Cálculo de la posición del centro de gravedad
4.3.2.2	Cálculo del tensor de inercia
4.3.2.3	Cálculo de los ejes centrales de inercia
4.4	ANÁLISIS DE FIABILIDAD
4.4.1	Fases de la misión
4.4.2	Hipótesis básicas de fiabilidad
4.4.2.1	Condiciones de uso
4.4.2.2	Producción de los componentes
4.4.2.3	Determinación de la tasa de fallos
4.4.2.4	Tasa de fallo en periodo de no funcionamiento
4.4.2.5	Fiabilidad de la misión del satélite IMYEL.
4.4.5	BIBLIOGRAFIA

NOMENCLATURALetras latinas:

D, diametro
d, distancia
f, nº de fallos
h, nº de horas
I, tensor de inercia
 , momentos de inercia
k, radio de masas
L, longitud
l, longitud de la varilla
M, masa
 , momento
n, nº de pareja de varillas
P, producto de inercia
t, tiempo
x, distancia longitudinal
y, distancia trasversal

Subíndices:

0, inicial
1, final
1,2,3, referido a ejes locales
x,y,z, referido a ejes generales
i, elemento genérico

Letras griegas:

λ , tasa de fallo ($\lambda = f/h$)
 θ , ángulo de inclinación de las varillas

4.1 INTRODUCCION AL DISEÑO.

En el apartado 1 se han presentado los requisitos que vamos a imponer al IMYEL, los cuales vienen condicionados por nuestro interés en satisfacer las misiones encomendadas.

En el apartado 2 se apuntaron las posibles soluciones que cabía considerar, partiendo de un análisis de satélites semejantes, generando un abanico de grandes opciones. Se acabó dicho apartado segundo, concretando y definiendo el camino que debería ser seguido en el diseño de éste proyecto, presentando una solución nominal o solución ideal de trabajo.

En el apartado 3 se ha hecho un detallado análisis de la dinámica orbital, la cuál, junto con los condicionantes que añaden los diferentes subsistemas - que se tratan en la parte 5 de éste proyecto, comprende las solicitudes que el medio impone a nuestro satélite.

De ésta manera, a partir del conocimiento de los requisitos globales que inciden sobre el satélite IMYEL (unos impuestos por nosotros, otros por el medio), se va a tratar de diseñar en éste 4º apartado el vehículo que satisfaga todas éstas exigencias.

Hay que comprender y no olvidar, que todo diseño es implícito por naturaleza, y por tanto, al estar influidos los requerimientos por el vehículo y viceversa, el que aquí se pretenda pasar directamente de requisitos a diseños, implica que éste es el n -ésimo intento de diseño que se hace, y que los requisitos se han calculado para un diseño anterior ($n-1$), y que, en tanto en cuanto no haya gran diferencia entre la nueva solución y la anterior, será válido éste tratamiento.

Limitaciones de espacio y tiempo coartan para la explicación y seguimiento de cerca de todos estos pasos intermedios, debiendo de ceñirnos a la sucinta mención del diseño de partida inicial (sistema modular desplegable), y a la descripción del diseño nominal que denominamos primer diseño porque realmente corresponde al primer diseño general de trabajo quedando marcada con él la ruta, más o menos aproximada, que nos llevará al diseño final de construcción del vehículo de vuelo. Con éste primer diseño se tiene un modelo más o menos exacto del que tendrá la solución final y con él se llevarán a cabo los ensayos en laboratorio de la definición y perfeccionamientos de los diversos -

subsistemas que irán a bordo, así como de sus interacciones, que siempre son la dificultad del diseño.

Con los avances de la tecnología espacial, parece inminente la puesta en servicio de módulos normalizados para el diseño integral de satélites ya que, a pesar de que disminuirá el rendimiento unitario (por cada elemento), debido a la obligada generalidad de funciones, el ahorro en estudio superará con creces la pérdida de características. Pensemos que un proyecto del tipo del IMYEL requiere un enorme equipo de técnicos (del orden de la centena entre ingenieros y técnicos, trabajando en tiempo compartido, como es usual en estos casos), y - sobre todo un dilatado periodo de tiempo que suele pasar de los 5 años, y que, - en una tecnología tan revolucionada como la espacial, exista un gran desfase entre los adelantos de que se dispone, y las técnicas que se utilizan, ya que no es posible ir adaptándose a esta evolución de medios disponibles por consideraciones económicas y de planificación.

Una vez que sea un hecho real la disposición modular, cada nuevo proyecto requerirá tan solo el desarrollo de la carga útil (y no completamente, pues cámaras y telescopios podrán ser también comunes a varias misiones), y, claro es tá, las interacciones de ésta carga útil sobre el funcionamiento de los diferen tes subsistemas.

4.1.1 Principios básicos

El diseño de un satélite del tipo del IMYEL requiere unos estudios comple-
jos y profundos si se quiere llevar a buen termino los objetivos propuestos, te
niendo en consideración los requisitos que actúan condicionando este diseño.

Básicamente, este tipo de satélite está caracterizado por:

- sus dimensiones: masa y volumen
- su órbita: geoestacionaria
- su estabilización: según tres ejes, por chorros de gas
- la complejidad de las funciones que se han de realizar a bordo durante toda la vida del satélite, lo que requiere elegir (con las dificultades inherentes) tanto desde el punto de vista técnico como tecnológico, soluciones que satis
facen de la mejor y más económica manera posible los susodichos requerimien
tos.

Los estudios llevados a cabo sobre el satélite han permitido determinar opciones y elegir concretamente una serie de elementos que forman el cuerpo de

partida del diseño. Sin embargo en ciertas áreas quedan abiertas todavía una gran variedad de posibilidades. En particular en lo que se refiere a las dependencias satélite-tierra, apenas si se ha fijado la frecuencia de los enlaces radioeléctricos.

Siguiendo la práctica normal del diseño global de satélites, el vehículo se ha desglosado en un cierto número de subsistemas caracterizados por una función específica claramente diferenciada:

- Radiómetro. Contiene el equipo de toma de imagen, principal objetivo de la misión y principal componente, en tamaño y masa, del satélite.
- Estructura. Soporte resistente para las fases de lanzamiento e inyección, y plataforma de rigidez para el funcionamiento normal durante la vida activa.
- Telecomunicaciones. Engloba todos los enlaces por microondas del satélite, comprendiendo tanto las transmisiones de imagen como las de servidumbre (telemedida y telemando).
- Alimentación. Sistema generador y distribuidor de la energía que consume el satélite para el adecuado funcionamiento de sus equipos: potencia eléctrica, y potencia nuclear.
- Control térmico. Ambientación relativa a mantener los diferentes órganos críticos del satélite dentro del margen de temperaturas que su correcta actuación requiere.
- Control de actitud. Encargado de estabilizar y mantener apuntadas la antena y el telescopio, hacia la tierra, y el eje de giro de los paneles solares paralelo a la dirección Norte-Sur terrestre.

Todos y cada uno de estos subsistemas vienen desarrollados en su capítulo específico del apartado 5 de esta obra.

Por otra parte, existen tareas que se solapan entre varios subsistemas, tal como el comportamiento dinámico de todo el vehículo, la geometría de masas y volúmenes, la fiabilidad, etc.

Muchos otros campos o áreas de estudio cuya influencia es considerablemente menor, en las posibilidades de la misión, no han sido objeto de estudio especial y tan solo se hace mención a ellos en el capítulo correspondiente. Nos referimos en particular a:

- el equipo de distribución eléctrica: convertidores, adaptadores, cableado general, etc.
- equipo pirotécnico de los mecanismos de despliegue.
- particularidades de limpieza necesaria con vistas al montaje y manejo.
- calidades necesarias en fijaciones y conexiones.
- montaje e instalación: tolerancias.
- etc, etc.

4.1.2. Diseño primitivo.

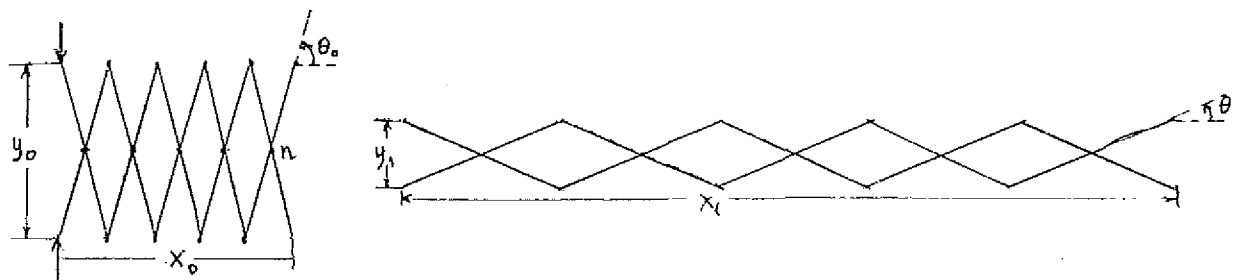
Desde un principio ^{se}hicieron una serie de elecciones más o menos fundamentadas, y que deberían ser corroboradas durante el desarrollo del trabajo. La primera de todas fue admitir que la plataforma estaría estabilizada en sus tres ejes, lo cual, y la experiencia sancionará este aserto "es intuitivo para un satélite geostacionario de toma de imágenes de la tierra".

Inmerso en la corriente general que prepondera hoy día de construir con la máxima independencia para paliar el mayor problema del diseño (las interacciones), se pensó en un sistema modular extensible.

Como se verá se trata de una idea de partida, y por tanto, con soluciones faltas de rigor en algunos de sus puntos.

A continuación damos una ligera explicación de esta primera concepción, la cual se representa en la Figura 4.1. en su posición replegada de lanzamiento, y en la 4.2. en posición de funcionamiento.

El satélite está compuesto por tres módulos o elemento unidos entre sí mecánicamente por medio de mecanismos pantográficos de tijeras. Para este mecanismo tenemos:



Sea n el n° de articulaciones intermedias (coincide con el n° de barras paralelas entre sí).

Sea l la longitud de una de las barras

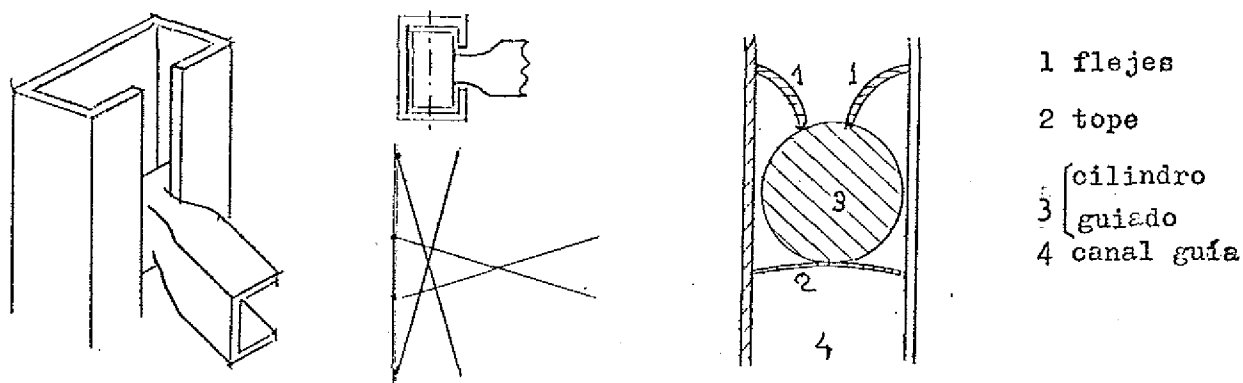
$$\left(\frac{x}{n}\right) + y^2 = \text{cte} = l^2$$

$$x_1 = x_0^2 + n^2 (y_0^2 - y_1^2)$$

En nuestro caso queremos $x_0 = 0,1 \text{ m}$, $x_1 = 1 \text{ m}$ $y_1 = 0,25 \text{ m}$ lo que nos conduce a las siguientes posibilidades

n	l(m)	$y_0(\text{m})$	$\theta_0 (^\circ)$	$\theta_1 (^\circ)$
1	1,03	1,026	84,4	14
2	0,56	0,557	84,8	26,5
3	0,417	0,415	85,4	36,8
4	0,354	0,353	89,9	45

Elegimos el caso primero por su mayor simplicidad aunque requiere un recorrido por la corredera muy superior a los restantes casos.



En el esquema anterior se representa la guía que va unida a cada módulo (realmente hay dos juntas por módulo como se aprecia en la figura 4.1. para absorber los esfuerzos transversales). A la derecha se propone un sistema de fijación del cilindro guiado, en su posición final definitiva a base de una válvula antirretorno constituida por dos láminas elásticas (flejes).

En la parte central de unión de las 3 parejas de tijeras no existe más que una guíel tubular interior por la que deslizan las estrellas al extenderse las tijeras debido a la acción de un dispositivo de aire comprimido.

La barra tubular que sirve de guía central va unida solidariamente a la estructura del motor de apogeo, y el mismo accionamiento que despliega los módulos separa la estructura del motor de apogeo (con la barra), y se pierde. En la vista en alzado de la Figura 4.1. se aprecia la situación del motor de

apogeo.

Los módulos se repartirían los equipos en la forma siguiente

Módulo 1: Telescopio y equipo imprescindible del radiómetro.

Antena parabólica oradada de alta ganancia.

Radiadores (parte superior e inferior del módulo) para la refrigeración criogénica de los fotodetectores de infrarrojo.

Sensor terrestre.

Módulo 2: Baterías y reguladores

Sensores (solar y estelar)

Depósito de propulsante (hidracina)

Módulo 3: Receptor - transmisor de telecomunicaciones

Equipo electrónico de tratamiento de la información de a bordo

Electrónica de control de actitud y órbita

Depósito de propulsante (hidracina)

En las Figuras 4.1. y 4.2. se observa la disposición de los paneles solares en sus posiciones replegada y extendida, respectivamente. Por la particular disposición de los paneles, cabría una explotación del satélite aún en el caso de fallo del mecanismo de extensión de los módulos, si bien se aumentaría considerablemente el consumo de propulsante para las correcciones, al ser menos estable y tener menos inercia, lo que reduciría la misión de 5 años a poco más de 1 año.

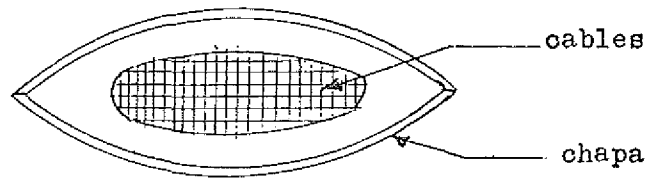
Uno de los puntos críticos de todo sistema desplegable o extensible es el de las conexiones eléctricas.

En el caso de los paneles solares, estas uniones están ya bien estudiadas y resueltas satisfactoriamente. En cambio, para las uniones eléctricas entre módulos extensibles, poco hay, y muy poco se ha desarrollado para conseguir uniones de alta fiabilidad y bajo volumen y masa.

Las normas de la ESRO son muy estrictas a este respecto y exigen un cableado rígido, todo lo más con algunas articulaciones o codos, que no superen los 90° en cualquier caso, y convenientemente protegidas.

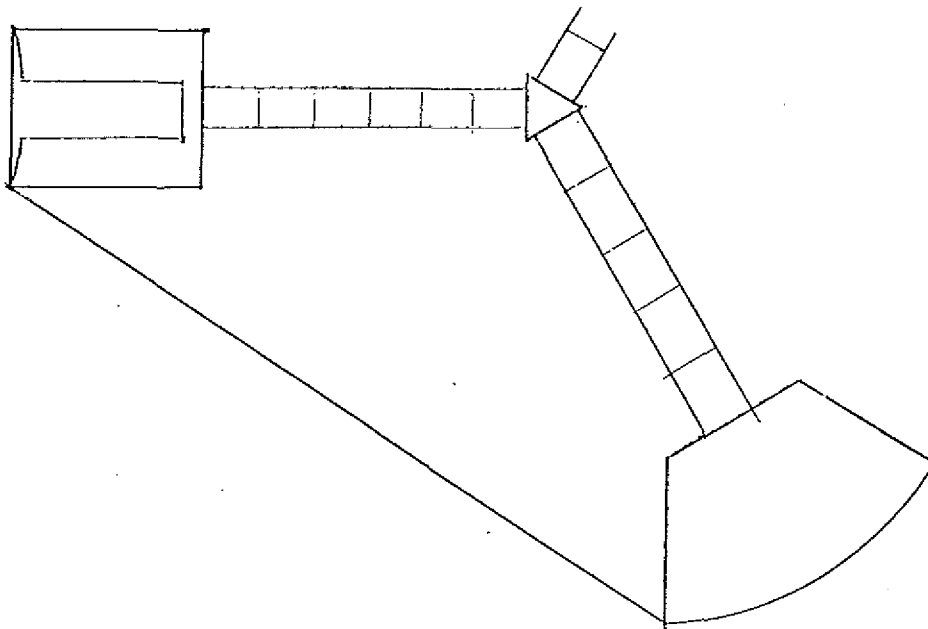
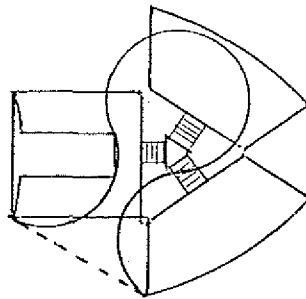
En nuestro caso se había pensado en una unión flexible mediante la utilización de dispositivos tubulares del tipo vulgarmente llamado "matasuegras",

que, una vez extendidos, conservan una gran rigidez, y sin embargo permiten una gran deformación para su posicionado comprimido.



(sección transversal)

Debe tener curvatura a ambos lados porque al ser fijas las tangentes a la línea media (sea en posición recta o deformada), la deformación origina curvaturas a ambos lados de la línea medio, como se presenta a continuación para una de las mismas.



Todo este cableado iría por la parte superior del satélite (en posición de lanzamiento)

Esta disposición extensible tendría una gran ventaja, y es que se necesitaría muy poco propulsante para las correcciones de actitud que normalmente, suponen un 75 % de la masa de propulsante necesario para una misión de 5 años con corrección de inclinación de la órbita. En el caso de que no se requiera tal corrección de inclinación este porcentaje se eleva al 85 o 90 %, por lo que, para un satélite con estabilización según tres ejes por chorros de gas, resulta evidente la conveniencia, a primera vista, de la utilización de un tal sistema extensible.

La razón de este ahorro de propulsante la siguiente:

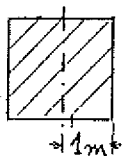
Hipótesis de trabajo:

Sea una componente la única variable (problema unidimensional).

Sea I_0 el momento de inercia del satélite normal, en ese grado de libertad

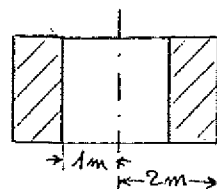
Sea $7 \cdot I_0$ el momento de inercia del satélite extendido, en ese grado de libertad.

Este valor se ha estimado a partir de



$$k_0 = 0,7$$

$$I_0 = M \cdot k_0^2$$



$$k_1 = 1,6 \text{ m}$$

$$I_1 = M \cdot k_1^2 = 7 \cdot I_0$$

El par perturbador lo suponemos aleatorio y omnidireccional, por lo que aun siendo evidentemente mayor en el segundo caso (por ser una configuración menos compacta), no influye en las correcciones de actitud (que se llevan a cabo mediante realimentación discontinua controlada en ciclo límite).

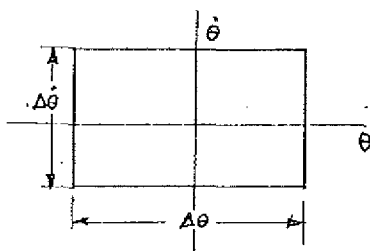
Sea M_0 el impulso corrector que dan los microcohetes en el primer caso

Sea $2M_0$ el impulso corrector que dan los microcohetes en el satélite extendido (El factor 2 es debido a suponer que el empuje no varia, y que la distancia (brazo del par) se hace doble).

Sea $\Delta\theta$ el angulo de tolerancia del control en ciclo límite

Sea "impulsiva" el tipo de corrección que se va a hacer

El diagrama de ciclo límite es



$$M = I_0 \Delta \dot{\theta}$$

de donde $\Delta \dot{\theta}_0 = \frac{M_0}{I_0}$

$$\Delta \dot{\theta}_1 = \frac{2M_0}{7 \cdot I_0} = \frac{2}{7} \Delta \dot{\theta}_0$$

El tiempo entre correcciones será $t = \frac{\Delta \theta}{\Delta \dot{\theta}}$

$$t_0 = \frac{\Delta \theta}{\Delta \dot{\theta}_0} \quad t_1 = \frac{\Delta \theta}{\Delta \dot{\theta}_1} = \frac{7}{2} t_0$$

Luego vemos que hemos reducido el consumo de propulsante en más de un 60 %, y eso que hemos mantenido el nivel de empuje de los microcohetes en ambos casos, por suponer que ese ya era el nivel mínimo de empuje conseguible (problemas de los microcohetes a gas caliente), que si hubiesemos podido reducirlo a la mitad, habríamos reducido en un 85% el consumo de propulsante, manteniendo el mismo par corrector en ambos casos.

De este breve análisis se desprende la importancia de buscar soluciones de gran inercia mientras se sigan utilizando los microcohetes de actuación impulsiva.

Además, no hay que olvidar el gran incremento de estabilidad giroscópica que se consigue con la disposición extendida, que, aunque en este diseño de estabilización según tres ejes no es aprovechable por ser la velocidad de rotación pequeñísima $\omega_{\text{ext}} = 7,3 \cdot 10^{-5}$ radianes por segundo, resultaría muy ventajosa para estabilizaciones según un eje

Este diseño primitivo no se retuvo por varias razones, entre las que destacan:

1. El cableado eléctrico no seguía las normas impuestas por la Organización para el montaje y disposición de los satélites que ella patrocina.
2. El sistema modular imponía serias restricciones al módulo nº 1 (ver Figura 4.1.) que iba a ser el más comprometido, no pudiendo albergar su parte co

rrespondiente a control de actitud (tanques de propulsante, lo cual ya arrastra consigo todo lo demás porque no iba a haber tuberías de propulsante de uno a otro módulo, por supuesto). Esta imposición, acarrearía a largo plazo un desequilibrado dinámico del conjunto, aunque en principio se hicieron unos calculos aproximados y no se consideró crítico debido a la poca cantidad de propulsantes.

3. El control térmico del módulo 1 era realmente difícil y requeriría el uso de dos radiadores protegidos del sol para mantener a temperatura criogénica - el bloque de las sensores fotoconductores de infrarrojo del radiómetro.

4. La disposición de la gran antena parabólica en corona , lateralmente en la cofia del vehículo lanzador, impondría severas medidas de reparto de elementos y, en cualquier caso, daría lugar a una infrantalización del espacio disponible, ya que, para conservar la adecuada geometría de masas, la distribución interior de equipos y elementos se vería muy constriñida.

5. Los paneles solares tendrán un aprovechamiento muy bajo, y no era fácilmentte abordable la idea de utilizar paneles orientables, si se conservaba esa configuración.

4.2. PRIMER DISEÑO

Atendiendo a las misiones encomendadas, con vistas a satisfacer los requisitos impuestos, basándonos en los satélites semejantes, e introduciendo las modificaciones que estimamos más convenientes, a partir de nuestras nuevas perspectivas espacio-temporales y de disponibilidades, hemos ido dando forma a un nuevo satélite, el IMYEL, cuyo diseño vamos a tratar a continuación, de una manera limitada ya que no debemos de olvidar que este no es, ni mucho menos, el diseño definitivo, ya que, en esta primera fase de investigación de posibilidades y determinación a favor de ciertas opciones, todavía - estén imprecisas características tan importantes como dimensiones y masas.

El satélite es una estación activa automática de toma y enlaces de información meteorológica, constituido por una serie de equipos que podemos agrupar en dos partes:

La carga útil, que corresponde a los subsistemas necesarios para satisfacer directamente cada misión, siendo estos:

- El radiómetro
- La cadena de electrónica de imagen
- El equipo de sincronización y mezclado de señales
- Los equipos de telecomunicaciones.

El vehículo propiamente dicho, que está integrado por los subsistemas - indispensables para el buen funcionamiento de la carga útil; estos son:

- La estructura
- Los equipos de servidumbre (telemedida y telecando)
- Las antenas
- La alimentación energética
- El equipo de acondicionamiento y control térmico
- Las instalaciones para el guiado y pilotaje del vehículo

La descripción de cada uno de estos subsistemas se encuentran en la parte 5ª de esta obra, agrupada en forma normalizada del modo siguiente:

5.1. Radiómetro. Corresponde al subsistema de la carga de pago, y en él se incluye la electrónica de imagen, y de sincronización y meclado.

Sin embargo, las telecomunicaciones meteorológicas, que en realidad son

también carga de pago, se han tratado en el capítulo 5.3, de modo conjunto con los demás enlaces radioeléctricos. Ésta ha sido la razón de no llamar "Carga de Pago" a este primer y principal subsistema del satélite.

5.2. Estructura. A partir de la geometría de masas obtenida en la sección 4.3 como aplicación del diseño que se hace en este apartado 4.2, se ha ^{un} estudio analítico de las solicitaciones y características de esfuerzos y deformaciones para cargas estáticas y dinámicas, finalizando con un comentario sobre vibraciones, todo ello llevando a cabo un estudio paralelo de materiales.

5.3. Telecomunicaciones. Aquí se incluye el estudio de todos los enlaces radioeléctricos que unen al satélite con el exterior (con tierra, ya que no se ha previsto que estén unidos varios satélites entre sí, aunque parece ser que esta es la nueva tendencia que parece apuntar en el desarrollo de satélites de aplicación que tengan varias unidades en funcionamiento simultáneo). Por tanto, además de las telecomunicaciones que las diferentes misiones imponen, se tratan también las uniones de servidumbre (telemedida y telemando), de carácter tecnológico y asistencial, pero no propias de la misión. Así mismo, se ha incluido en este capítulo un análisis de antenas.

5.4. Alimentación. La alimentación energética está dividida en dos partes: la energía eléctrica la suministra un generador solar a base de paneles de células solares fotovoltaicas. Existe además el generador térmico radioisotópico, que suministra la energía térmica que requiere el complicado sistema de acondicionamiento térmico motivado por la necesidad de mantener a temperaturas criogénicas (unos 80°K) los fotodetectores conductivos de radiación infraroja, del radiómetro. Se incluye un análisis del tipo de batería a utilizar para asegurar el funcionamiento del satélite (al menos parcialmente, emitiendo la imagen en baja potencia), incluso durante los periodos de eclipse (que en el caso geostacionario no son muy duraderos).

5.5 Control térmico. La mayor parte de los elementos que integran el satélite tienen unas gamas de temperaturas de funcionamiento corriente, definidas, y en el caso excepcional de los sensores de infrarrojo, bajísima - (unos 80 K), por lo que es necesario, siempre efectuar un diseño de estabilidad térmica, y en muchos casos, como en el nuestro, un verdadero y estricto control de la temperatura de alguno o varios de los componentes de a bordo. Para la estabilización térmica, dependiendo de la uniformidad de las fuentes y sumideros térmicos, solía ser práctica común la utilización de un sistema de control pasivo a base de una adecuada elección de las propiedades termo-ópticas de las superficies externas, y un radiador en todo caso. Hoy día con la complicación que van teniendo los satélites de aplicación (y, por supuesto, en las naves tripuladas), se va haciendo precisa la utilización de técnicas de refrigeración más y más precisas.

En nuestro caso, tan sólo incorporamos una novedad, pero fundamental, respecto a los tradicionales sistemas de control térmico, el Sistema Integrado de Refrigeración Activa Criogénica de Ciclo Vuilleumier. La utilización de guías térmicas que incorpora, es también digna de mención, por su novedad, aunque fácil es presagiar un puesto propio y perdurable a partir de ahora de estos dispositivos tan sencillos y seguros, en los futuros proyectos.

5.6 Control de actitud. Realmente debería de llamarse "pilotaje", o algo así, e incluir en este subsistema toda la parte de control de órbita que en nuestro caso se ha desarrollado en el capítulo 3.3, para que tuviese una entidad más general y amplia. De cualquier modo, al lector le será fácil adaptarse a esta separación entre control de órbita (movimiento del centro de gravedad del satélite), y control de actitud (movimientos del satélite respecto a su centro de gravedad), pues en este capítulo 5.6. se hace un breve resumen de las condicionamientos impuestos por las correcciones orbitales, con lo que queda casi contenido por completo todo el pilotaje en este apartado.

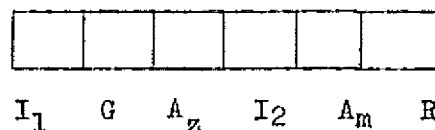
4.2.1. Características generales del satélite.

El satélite es de forma prismática exagonal más o menos regular, con su eje en dirección a la tierra, hacia donde mira el telescopio del radiómetro (vease Figura 4.4.3 que muestra el satélite en posición operativa).

En posición de vuelo, destacan del cuerpo del satélite, por delante, la bocina del foco del reflector parabólico; por detrás, la tobera del motor de apogeo; en dirección Norte - Sur, los dos paneles giratorios (superior e inferior), y en posición transversal, unos brazos extensibles tipo tijeras, en cuyos extremos respectivos van montados sendos reflectores Laser.

La distribución de elementos se ha hecho alrededor del eje telescopio-motor de apogeo, que forman un núcleo central claramente diferenciado por su simetría y robustez.

El radiómetro tiene 6 canales: 4 de radiación visible, (de los cuales uno puede sustituirse por la suma de los otros 3), y 2 de infraroja (de los que uno está en redundancia activa). Es un aparato de alta resolución, y va equipado de un sistema de barrido del espacio objeto, y de un telescopio reflexivo tipo Cassegrain con un diámetro de apertura de 0,5 metros. La disposición de canales es la siguiente:



Cada 10^{-4} segundos, son interrogados esos 6 detectores (en serie), y eso es a lo que llamamos "punto" de imagen. Esta información, coordinada con las señales de sincronismo e identificación de cada línea, se mezclan y se envían a tierra a través de la antena oradada de reflector parabólico (está oradada para la apertura del telescopio) con ayuda de un transmisor que emite una portadora modulada en frecuencia (todavía no decidido), por una subportadora que a su vez está modulada en PCM (codificación de impulsos) por la señal a transmitir.

Esta emisión puede realizarse en baja potencia (1 W) o en alta potencia (10 W), según programación, que puede cambiarse desde tierra en cualquier momento, con una apropiada orden por telemando.

Los detectores trimetálicos de las células sensibles a la radiación infrarroja necesitan ser mantenidos a temperatura criogénica (unos 80 K) ^y evacuar su potencia (próxima a 1 W), para evitar que aumente su temperatura. No es sencillo evacuar calor de una fuente a 80 K. Disponemos de una fuente mas fría, el espacio exterior, cuya temperatura equivalente es de unos - 4 K, así que bastará conectar con un conductor térmico ambas fuentes, dimensionando la unión de tal forma que el gradiente de temperaturas que obtúbieramos, permitiera la conducción de esa potencia desde los detectores al espacio vacío. Sin embargo, el calentamiento que la materia que está a su alrededor realiza sobre esa hipotética unión, obliga a dotar al satélite de enormes radiadores, protegidos de la radiación solar, bien aislados, y que, para más de un detector en funcionamiento (como es nuestro caso), no resulta conveniente su incorporación, por razones de volumen y servidumbres que impone. Existen gran número de artificios para mantener la baja temperatura de los detectores de infrarrojo, los cuales se analizaran con profusión de detalles en el capítulo 5.1., por estimar que es uno de los puntos clave del proyecto - IMYEL. Finalmente se ha elegido el Sistema Integrado de Refrigeración Criogénica de Ciclo Vuilleumier, que consta de un generador térmico isotópico, una bomba refrigerante en la que evoluciona cíclicamente un gas inerte, y un par de pequeños radiadores situados en posición Norte - Sur (arriba y abajo), todo ello térmicamente unido a base de guías térmicas (conductos con fluido que trabaja a temperatura de ebullición trasportando calor por convección - forzada por fuerzas capilares (véase su constitución y funcionamiento en la sección 5.5.7).

El barrido es otra de las novedades que incorpora este proyecto. Hasta de ahora todos los barridos eran obtenidos ^{por} ~~por~~ movimientos bruscos a intervalos irregulares de grandes espejos planos (de unos 20 kg de masa), que interaccionaban con el control de actitud. Generalmente este espejo sólo efectuaba el barrido en una dirección, mientras que la rotación propia de todo el satélite (en general todos estaban estabilizados por rotación) se encargaba de barrer en la dirección ortogonal y completar así la imagen bidimensional. En el caso del IMYEL, este barrido es continuo, y todos los elementos que lo in

tegran tiene movimiento de revolución a velocidad constante, y están apareados en contrarrotación, con lo que no existe fenómenos giroscópicos, ni inerciales de otro tipo (excepto en la puesta en marcha al principio de la vida útil. El sistema de barrido está compuesto por dos parejas de lentes prismáticas con movimiento contrarrotatorio dentro de cada pareja. Las ventajas de esta concepción son grandes, aunque no hay que olvidar sus inconvenientes:

- al ser un barrido por refracción, existirán fenómenos de dispersión de radiación con distintas longitudes de onda, aunque parece que la separación en anillos monocromáticos respecto al foco del detector, no influirá en la resolución de los diferentes canales, e incluso podría ser útil en la separación de los canales visibles e infrarrojos.

- el barrido no es lineal, esto es, no se mantienen fijas las distancias entre puntos consecutivos, ni entre líneas, con lo que es necesario prever algunas de las tres posibles soluciones del problema:

- a) Se hace el barrido simple, que será por tanto sinusoidal (véase 5.1.2.1), se transmite esa información a tierra, y entonces se efectúa una corrección de cambio de máscara sinusoidal a lineal.
- b) Se sobredimensiona el espacio objeto a barrer, de tal forma que en la zona de interés (disco de la tierra), la linealidad del barrido sinusoidal sea suficientemente buena como para dar una imagen que no necesite correcciones y pueda ser utilizada sin tratamiento alguno por las estaciones principales y locales. Esta es la solución que se ha elegido en nuestro caso.
- c) Efectuar un tratamiento de la imagen a bordo que permita su linealización. Esto puede hacerse de dos maneras: de una manera parcial, tomando la información de los detectores a intervalos sinusoidalmente espaciados (con las líneas solo cabría la linealización explicada en b), o bien de una manera integral y total disponiendo de un pequeño calculador de tratamiento de esta corrección para el barrido.

- mayor masa, debido a que las cuatro lentes prismáticas deben de tener una abertura coincidente con la del telescopio. ~~La utilización.~~ La utilización de un barrido con tres lentes prismáticas solamente, tendría las ventajas de: menos masa, mayor velocidad de barrido, y barrido en espiral del disco terres

tre, con lo que serviría para mantener centrado el eje tierra-satélite sobre la vertical, y sólo se barrería zona útil (es el único sistema que haría esto). Sin embargo de esta misma geometría de barrido se derivarían tremendos problemas de rectificación de imagen, pues todos los usuarios reclaman una imagen de barrido lineal rectangular. Además, se perdería la característica de indiferencia giroscópica, que es muy de agradecer para la estabilidad y el control de la actitud en un satélite ^{con} severas exigencias en este sentido.

En la parte frontal del vehículo (Figura 4.4) está la entrada del radiómetro, y, bordeando a esta, la antena de reflector parabólico anular, con una ganancia máxima de unos 30 dB, de malla metálica de aluminio, con un diámetro interno de 0,75 m y un diámetro exterior de 1,2 m. La bocina emisora situada en el foco está sujeta por tres varillas (realmente dos y la guía de onda) al cuerpo del satélite, a una distancia focal de 1 metro (ver Figura 4.3). Debido a la gran abertura de la óptica del telescopio del radiómetro, la influencia de la sombra de la bocina es despreciable. Por otra parte, la radiación emitida por la bocina es en banda S y en nada influye en los sensores del radiómetro (bandas visibles e infrarroja), aunque sí convendría hacer un estudio sobre la influencia que pueda ejercer esta radiación sobre los filtros selectivos en cuanto a degradación de sus características ópticas.

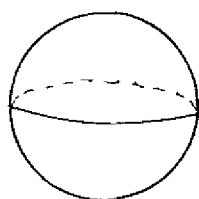
Esta antena asegura la transmisión de la imagen, misión 1 (ya sea en baja o en alta potencia), y sirve, así mismo, para el repetidor que realiza las misiones 2 y 3, el cual utiliza el emisor de alta potencia conjuntamente con la transmisión de imágenes brutas, alternadamente.

La energía eléctrica la suministran un par de paneles solares orientables, con movimiento alrededor del eje Norte-Sur del satélite, y que se mantienen fijos respecto al sol, pero desfasados un cierto ángulo que depende de la duración de la vida, de tal forma que a fin de vida la posición de los paneles es perpendicular a los rayos solares, para aprovechar al máximo la energía recibida. En cambio, al principio de vida, al no estar todavía degradadas las células, si los paneles estuviesen perpendiculares al sol, se produciría un exceso de casi el 100% de ^{la} energía eléctrica consumida, que habría de disipar mediante resistencias en serie y en shunt, en forma de calor, lo que -

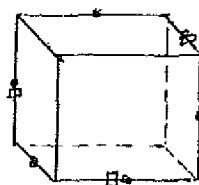
es decir, según los ejes trasversal y Norte-Sur, para llevar a cabo las correcciones por deriva de longitud y en inclinación, respectivamente. Dos de ellos perpendiculares entre sí están orientados en el sentido de la deriva, ya que como se vio en el capítulo 3.3, la deriva siempre tiene el mismo sentido y por tanto los impulsos también.

El tercero está en el eje trasversal, por lo que, si falla el de correcciones de longitud (su opuesto), mediante el control de actitud giraríamos definitivamente todo el satélite 180° alrededor del eje tierra-satélite y quedaría resuelto indefinidamente el problema. Si fallase el de corrección de inclinación, lo cual es mucho menos probable porque sólo debe funcionar en dos ocasiones durante toda la vida del satélite, o incluso si fallasen dos de los tres microcohetes, el satélite se orientaría con los motores de control de actitud, de forma tal que el empuje ^{que} diera el cohete restante tuviese en cada ocasión la dirección y el sentido requeridos.

- para las correcciones de actitud existen doce microcohetes de 2N (corrección fina), y seis de 20N para corrección vasta durante las fases iniciales de la vida del satélite.



TIERRA



□ toberas de corrección vasta

• toberas de corrección fina

Tengase en cuenta que las correcciones vastas de actitud no importa que produzca perturbaciones de órbita, pues se realizan solamente en la fase inicial (transferencia y posicionamiento), y muy rápidamente, por lo que, como después el control fino de actitud ya está totalmente compensado, no tiene influencia este efecto.

Para conocer el error de la actitud real frente a la actitud deseada, el satélite va provisto de tres pares de sensores (ver figura 4.5)

- 2 sensores terrestres de equilibrio radiométrico

- 2 sensores solares de equilibrio radiométrico

- 2 sensores estelares de tubo vidicon

lo que proporciona una gran fiabilidad al sistema de control de actitud. Si a ello unimos la posibilidad de utilización de las posibles funciones redundantes:

- determinación de la actitud a partir de la señal de imagen

- determinación de la actitud respecto al eje tierra-satélite a partir del plano de polarización de la señal transmitida por la antena parabólica

- determinación de la posición y actitud respecto al eje Norte-Sur a partir del análisis de la reflexión de una radiación luminosa coherente (Laser).

vemos la enorme fiabilidad en el conocimiento de actitud, excesiva, podríamos decir, pero, téngase en cuenta los condicionamientos circunstanciales a los que debe colaborar el proyecto, previendo que en un futuro próximo, desaparecerán todos los sensores de a bordo de satélites geoestacionarios (se mantendrá tan solo un sensor terrestre por razones de redundancia), pasándose a la determinación fotogoniométrica (y radiogoniométrica para cuando el laser sea inoperante), * tanto de la actitud como de la posición.

Para reducir en todo lo posible el consumo de propulsante en las correcciones de actitud, el satélite lleva incorporado un dispositivo fluido de amortiguamiento de bajo umbral de sensibilidad, que permitirá amortiguar rápidamente los movimientos parásitos de actitud del satélite inducidos por las perturbaciones.

La estructura que soporta todo el conjunto, dándole resistencia en el periodo inicial, en que las cargas son grandes, y rigidez durante toda la vida, para soportar los impulsos de corrección y mantener todos los equipos solidarios, es de sencilla concepción: la cámara cilíndrica del motor de apogeo, y la carcasa cilíndrica del radiómetro, forman el núcleo anteroposterior sobre el que van montados cuatro mamparos transversales que sirven de apoyo y fijación de los diversos instrumentos. En posición longitudinal (siempre refiriéndonos a la situación en órbita geoestacionaria), lleva seis aletas (como se muestra en la Figura 4.6), que con las seis chapas de revestimiento para protección, completar la estructura propiamente dicha, del satélite. A esto hay que añadir el adaptador cilíndrico al vehículo lanzador, y la tornillería y herrajes de ensamblaje, unión y cableado de los componentes del ^{satélite} así como las es-

estructuras apéndices: paneles solares, y reflectores laser.

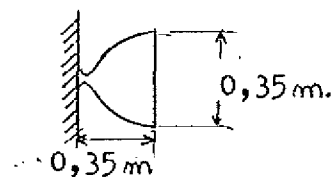
En general, toda la estructura es de aleación de magnesio, excepto la estructura del motor de apoyo, que es de acero aleado.

El satélite ha sido dimensionado para hacerlo compatible con el cohete lanzador Thor-Delta 2914, y sus dimensiones aproximadas son, según se della en la Figura 4.3, las siguientes:

-cuerpo: prismático, de 1,9 m de longitud por 1,9 m de anchura máxima

-extremidades: (llamamos extremidades a todo aquello que sobresale del cuerpo):

- . bocina focal del reflector parabólico de antena, a 1 m por delante
- . paneles solares (uno arriba y otro abajo), de 0,67 por 1,2 metros de lado, con una distancia máxima al eje del satélite de 1,5 m.
- . espejos reflectores laser, uno a cada lado (ver Figura 4.6) con una distancia máxima del centro, de 5 m.
- . tobera del motor de apoyo, en forma de campana, de dimensiones



El lanzamiento se llevará a cabo desde la base espacial de KOUROU en la Guayana Francesa, y podrá ser realizado hacia 1.978.

4.2.2 Emplazamiento de los elementos.

Estableciendo una lista clasificada en grupos de los equipos que componen el satélite, tenemos.

Primer Grupo: Radiómetro y su equipo electrónico asociado, con una masa total de unos 80 kg, y comprendiendo:

- equipo de barrido (lentos, engranajes y motores)	60 Kg
- telescopio reflexivo Cassegrain (espejos, calibración y enfoque)	5 "
- equipo de detección, amplificación, filtrado y codificación de señales.	5 "
- estructura soporte	10 kg
	<hr/>
	80 kg

Segundo grupo: Los equipos de telecomunicaciones, con una masa estimada en unos 20 kg repartidos según se especifica a continuación:

- repetidor: receptor, mezcladores, oscilador local, emisor de 1 y 10 W, todo ello operando para banda SHF (si se considerase la opción de incluir un equipo para UHF (un emisor de 15 W y una cadena de recepción en la banda de 400 MHz) habría que aumentar en 5 kg la masa del repetidor)12 kg
- antena: reflector parabólico de corona, guía de ondas, triplexer, etc, en banda S..... 8 kg
20 kg

Tercer grupo: El vehículo, es decir, todo el soporte de funcionamiento de la carga de pago. la masa será de unos 275 kg aproximadamente distribuidos así:

- estructura, incluyendo el acoplador al lanzador Thor-Delta 2914
 - . acoplador satélite-lanzador 20 Kg
 - . estructura del motor de apogeo 75 kg
 - . estructura del radiómetro 10 kg (ya computados)
 - . resto de la estructura del satélite 20 kg

125 kg 115 Kg
- equipo de servidumbres: antenas, duplexer, receptor, decodificador, emisor y codificador, todo para banda VHF. 10 kg
- alimentación: generador solar (paneles giratorios de células fotovoltaicas), batería, circuitos de protección regulación y adaptación, convertidores, cableado, etc 35 kg
- control térmico: Sistema Integrado de Refrigeración Activa Criogénica (SIRAC), recubrimientos termoópticos y aislamientos térmicos. 30 Kg
- control de actitud: depósitos para la hidracina, válvulas, conductos, hidracina.,
- Sensores terrestres, solares, y estelares .Microcohetes, Electrónica de mando y regulación. Amortiguadores fluidos. Reflectores laser 85 kg
275 kg

Cuarto grupo: Motor de apogeo

Estructura 75 kg (ya computados)
 Propulsante 300 kg
 375 Kg 300 kg

En total hemos completado los 685 kg de masa de pago del vehículo lanzador

Satelite	300 kg
Estructura motor de apogeo ...	75 kg
Propulsante motor de apogeo ..	300 kg
	<hr/>
	675 kg

los diez kilos restantes son para mantener un cierto margen de seguridad, pues, pese a toda clase de previsiones, siempre resaltan los proyectos un poco infradimensionados, debido al excesivo aqulataamiento de la tecnología espacial contemporánea.

En la Figura 4.7 se presentan diversos cortes esquemáticos, donde se aprecia el emplazamiento de todos los elementos del satélite.

Finalmente, incluimos las Figuras 4.8 y 4.9 para dar una idea global de la geometría del sistema.

4.2.3. Mecanismos de despliegue. (ver Figura 4.10.)

Por condicionamientos obvios de dimensionado, el satélite debe ser - lanzado en configuración de apéndices replegados.

Esta configuración se mantiene hasta la inyección en órbita geosíncrona por el motor de apogeo, tras la cual, se realizan las siguientes operaciones de cambio de configuración:

_expulsión (por métodos pirotécnicos), de los contrapesos que forman el sistema a yo-yo para rebajar la velocidad angular del satélite desde 100 rpm hasta un valor lo más pequeño posible. Una vez estirado se corta el cable. - (Figura 4.10.a).

_despliegue de las varillas de la antena de servidumbre (telemedida y telemando), (figura 4.10.b.)

_despliegue de los reflectores laser (figura 4.10.c).

_despliegue de los paneles solares (figura 4.10.d).

Como se ve, todos los despliegues contribuyen a reducir la velocidad de giro del satélite, que le había sido comunicada por la estabilización giroscópica de la 3ª etapa del vehículo lanzador, pero no ha sido posible, como se pensó en un principio, eliminar la utilización del dispositivo yo-yo, ya que ello entrañaría un considerable aumento de masa, bien en los reflectores la-

ser, o bien de hidracina, para anular la velocidad de giro por medio de chorros de gas, De cualquier forma, la gran fiabilidad y sencillez del dispositivo yo-yo pirotécnico, hace que no sea preocupante su inclusión en nuestro satélite.

4.3 GEOMETRIA DE MASAS.

El objetivo último de este apartado es la determinación del centro de gravedad, ejes principales de inercia, y elipsoide de inercia.

Como casos más importantes, nos referimos a la configuración nominal de utilización (a principio y fin de vida), y a la configuración totalmente replegada y con el propulsante de motor de apogeo, (en órbita de transferencia).

Como en todos los análisis del satélite, existen dos etapas claramente diferenciadas: una primera parte de estimación empírica de la geometría de masas tanto más aproximada cuanto más adelantado vaya el proyecto, y en particular para poder ir probando valores de trabajo que sirvan de ayuda a las demás partes del proyecto, y en particular, al equipo de estudio del control de actitud y al de estructura. Una segunda parte, muchísimo más precisa, y ya definitiva, es la determinación experimental por ensayos en banco, del centro de gravedad, ejes principales de inercia, y elipsoide de inercia.

Estos pesos hay que darlos con orden. No se trata simplemente de hacer un cálculo numérico directo. El emplazamiento de los equipos que se ha hecho en 4,2 ha sido a grosso modo, y su preciso posicionamiento definitivo debe realizarse teniendo en cuenta principalmente el equilibrado dinámico de todo el conjunto. Esta es la razón por la que el cálculo de la geometría de masas más conveniente, debe realizarse por aproximaciones sucesivas:

- 1º Se hace una distribución a grosso modo del emplazamiento de los diferentes elementos que vayan a ir a bordo.
- 2º A partir de una estimación de la geometría de masas de cada elemento, ayudada en todo lo posible por valores empíricos o experimentales de los fabricantes (cuando se disponga de ellos), se evalúa la geometría de masas del conjunto, en la forma siguiente:

Sea x_i , y_i , z_i las coordenadas del centro de gravedad de cada elemento i referido a un sistema general de ejes cuerpo OXYZ, Sea m_i su masa.

Sea $\begin{bmatrix} I_1 & P_{12} & P_{13} \\ P_{12} & I_2 & P_{23} \\ P_{13} & P_{23} & I_3 \end{bmatrix}_i$ el tensor de inercia del elemento i referido a unos

ejes locales paralelos a los $OXYZ$ generales del satélite.

Sea $I = \begin{bmatrix} I_x & P_{xy} & P_{xz} \\ P_{xy} & I_y & P_{yz} \\ P_{xz} & P_{yz} & I_z \end{bmatrix}$ el tensor que buscamos, correspond^{te} al elemento i respecto a los ejes generales $OXYZ$

- Cálculo del centro de masas del satélite (CDG):

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix}_{CDG} = \begin{Bmatrix} \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i} \\ \frac{\sum m_i \cdot y_i}{\sum m_i} \\ \frac{\sum m_i \cdot z_i}{\sum m_i} \end{Bmatrix}$$

Ya con esto podemos desestimar la situación elegida, si no nos conviene, y empezar de nuevo.

Sean x'_i, y'_i, z'_i las coordenadas del centro de gravedad de cada elemento i referidas a un nuevo sistema de ejes paralelo al anterior $OXYZ$ y con origen en el centro de masas recién calculado.

- Cálculo del tensor de inercia global del satélite I :

Primeramente calculamos las componentes de I_i

$$\begin{Bmatrix} I_x \\ I_y \\ I_z \\ P_{xy} \\ P_{xz} \\ P_{yz} \end{Bmatrix}_i = \begin{Bmatrix} I_{1i} \\ I_{2i} \\ I_{3i} \\ P_{12i} \\ P_{13i} \\ P_{23i} \end{Bmatrix}_i + \begin{Bmatrix} y_i^2 + z_i^2 \\ x_i^2 + z_i^2 \\ x_i^2 + y_i^2 \\ x_i y_i \\ x_i z_i \\ y_i z_i \end{Bmatrix}_i \cdot m_i$$

Ahora basta sumar para obtener el tensor total

$$I = \sum I_i$$

- Cálculo de los ejes principales de inercia del satélite.

Se reduce simplemente al cálculo de los autovectores de la matriz

$$I = \begin{bmatrix} I_x & P_{xy} & P_{xz} \\ P_{xy} & I_y & P_{yz} \\ P_{xz} & P_{yz} & I_z \end{bmatrix}$$

x_i, y_i, z_i del paso 2º si con ello se considera posible entrar dentro del margen de cumplimiento de posición del centro de gravedad y de momentos de inercia que se deseaban. En caso de que hayamos obtenido unos resultados completamente desechables, será necesario volver al paso primero y modificar sustancialmente el emplazamiento de uno o varios elementos.

4º Una vez que el paso 2º nos haya dado los resultados apetecidos, se completa en la medida de lo posible, el diseño de todo el satélite (en particular estructura y control de actitud y de órbita). En cuanto se disponga ya de la unidad de ensayos de cualificación (satélite semejante por completo a la unidad de vuelo), se realizan los ajustes precisos en la posición y alineamiento de toberas.

En este trabajo, y condicionado por la temprana etapa en que se encuentra el proyecto IMYEL, nos vamos a limitar a efectuar una sola primera aproximación, es decir, vamos a estimar todos los valores específicos en el paso 2º a partir de la distribución de elementos que se hizo en 4.3. para tantear la posición del centro de gravedad del satélite y sus características de inercia, admitiendo que en un estudio posterior se modificaría la situación de los elementos, e incluso su emplazamiento, a fin de cumplir los requisitos deseados en cuanto a geometría de masas.

4.3.1. Cálculo aproximado de las características de inercia de los elementos

Con el fin de abreviar el cálculo, teniendo en cuenta el grado de aproximación con que vamos a operar, convenimos en asignar a cada elemento una "caja negra" de masa uniformemente repartida, y tener en cuenta solamente los elementos más importantes, considerando, por ejemplo que los 5 kg. de la bomba criogénica comprenden ya, el motor eléctrico, la circuitería, los aisladores, etc.

Refiriendonos a la Figura 4.7 principalmente, establecemos columnas de la tabla 4.1. como vamos a analizar detalladamente a continuación, para algunos elementos .

- Antena parabólica .- Hipótesis: corona circular uniforme

Dimensiones: $D_{int} = 0,6 \text{ m}$ $D_{ext} = 1,2 \text{ m}$ Masa = 8 kg

Cálculos: $P_{12} = P_{13} = P_{23} = 0$

$$I_1 = \frac{1}{4} m \frac{D_{\text{ext}}^2 - D_{\text{int}}^2}{4} = 0,54 \text{ kg.m}^2$$

$$I_2 = I_1 = 0,54 \text{ kg.m}^2$$

$$I_3 = \frac{1}{2} m \frac{D_{\text{ext}}^2 - D_{\text{int}}^2}{4} = 1,08 \text{ kg.m}^2$$

- Lentes de barrido: Hipótesis: disco de espesor constante

Dimensiones: $D = 0,5 \text{ m}$ Masa = 12 kg.

Cálculos: $P_{12} = P_{13} = P_{23} = 0$

$$I_1 = \frac{1}{4} m \frac{D^2}{4} = 0,188 \text{ kg.m}^2$$

$$I_2 = I_1 = 0,188 \text{ kg.m}^2$$

$$I_3 = \frac{1}{2} m \frac{D^2}{4} = 0,375 \text{ kg.m}^2$$

- Detectores de visible: Hipótesis: paralelepípedo rectangular

Dimensiones: $L_1 = 0,2 \text{ m}$ $L_2 = 0,2 \text{ m}$ $L_3 = 0,4 \text{ m}$
Masa = 4 kg.

Cálculos: $P_{12} = P_{13} = P_{23} = 0$

$$I_1 = \frac{1}{12} m (L_2^2 + L_3^2) = 0,067 \text{ kg.m}^2$$

$$I_2 = \frac{1}{12} m (L_1^2 + L_3^2) = 0,067 \text{ kg.m}^2$$

$$I_3 = \frac{1}{12} m (L_1^2 + L_2^2) = 0,107 \text{ kg.m}^2$$

- Estructura del radiómetro: Hipótesis: superficie cilíndrica uniforme

Dimensiones: $D = 0,55 \text{ m}$ $L = 1,2 \text{ m}$ Masa = 10 kg

Cálculos: $P_{12} = P_{23} = P_{13} = 0$

$$I_1 = \int dm (y^2 + z^2) = \frac{1}{12} m L^2 + \frac{1}{2} m \frac{D^2}{4} = 1,58 \text{ kg.m}^2$$

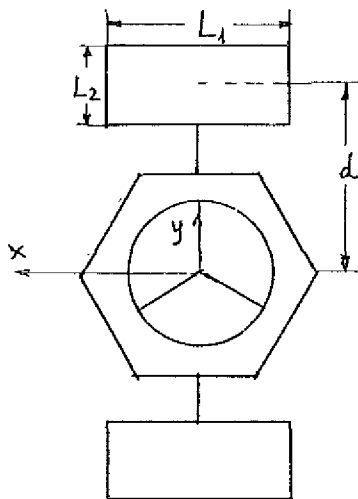
$$I_2 = I_1 = 1,58 \text{ kg.m}^2$$

$$I_3 = m \frac{D^2}{4} = 0,79 \text{ kg.m}^2$$

- Motor de apogeo .- Viene extensamente desallorado en 3,1.4.

- Paneles solares extendidos .- Hipótesis: placas rectangulares uniformes.

Aunque su posición es variable respecto a ejes fijos al satélite, y por tanto su contribución a la inercia también variable, no lo tendremos en cuenta, y simplemente consideraremos que miran a la tierra.



Dimensiones: $L_1 = 1,45 \text{ m}$

$L_2 = 0,67 \text{ m}$

$d = 1,65 \text{ m}$

Masa = 20 kg

Cálculos: $P_{12} = P_{23} = P_{13} = 0$

$$I_1 = \frac{1}{12} m L_2^2 + m \cdot d^2 = 55,20 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$I_3 = \frac{1}{12} m L_1^2 = 3,70 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$I_3 = \frac{1}{12} m (L_1^2 + L_2^2) + m d^2 = 56,50 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

- Paneles solares replegados , - Hipótesis : placas rectangulares uniformes

Dimensiones: $L_1 = 1,49 \text{ m}$

$L_2 = 0,67 \text{ m}$

$R = 0,95 \text{ m}$

$$\text{Cálculos: } P_{12} = \int dm \, xy = 2 \int_{0,495}^{0,81} \frac{10}{0,335} x (1,9 - 0,95x) dx$$

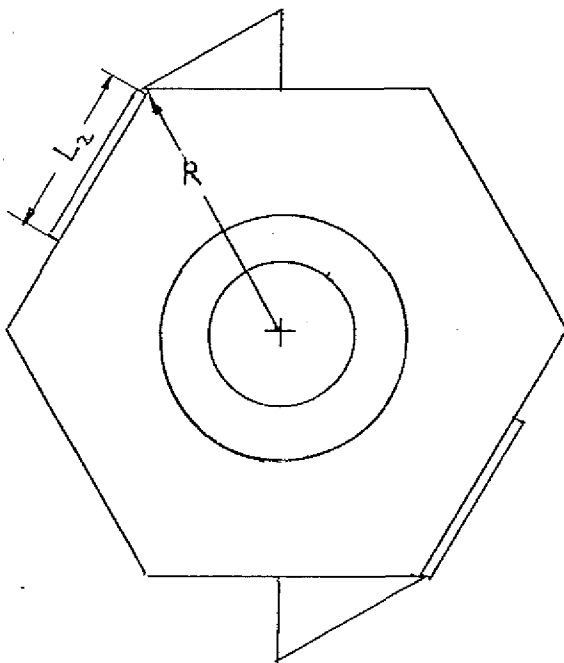
$$= 14,30 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$P_{13} = \int dm \, xz = 0$$

$$P_{23} = \int dm \, yz = 0$$

$$I_1 = \int dm (y^2 + z^2) = 2 \int_{0,495}^{0,81} \frac{10}{0,335} x^2 (1,9 - 0,95x)^2 dx +$$

$$+ 2 \int_{0,745}^{0,745} \frac{10}{1,49} z^2 dz = 34 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$



$$I_2 = \int dm (x^2 + z^2) = 2 \int_{0,495}^{0,81} \frac{10}{0,375} x^2 dx + 2 \int_{0,745}^{0,745} \frac{10}{1,49} z^2 dz$$

$$= 10,92 \text{ kg.m}^2$$

$$I_3 = \int dm (x^2 + y^2) = 28,7 \text{ kg.m}^2$$

- Estructura .- Se refiere a las chapas, pues ya ha sido incluida la correspondiente al radiómetro y al motor de apogeo.

Hipótesis: Chapa delgada. Simetría axial. Dividimos el estudio en:

*Paredes externas.- Hipótesis: superficie prismática exagonal

Dimensiones: D = 1,9 m L = 1,9 m Masa = 5 kg

Cálculos: $P_{12} = P_{13} = P_{23} = 0$

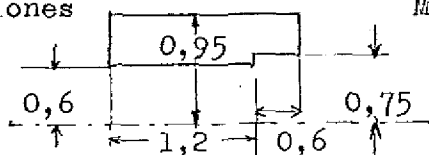
$$I_1 \approx \frac{1}{2} m \frac{D^2}{4} = 2,02 \text{ kg.m}^2$$

$$I_2 = I_1 = 2,02 \text{ kg.m}^2$$

$$I_3 \approx m \frac{D^2}{4} = 4,05 \text{ kg.m}^2$$

*Aletas.- Hipótesis: 6 chapas dispuestas en simetría axial

Dimensiones Masa = 5 kg.



Cálculos: $P_{12} = P_{13} = P_{23} = 0$

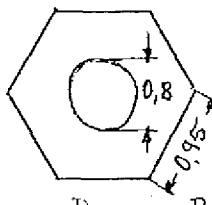
$$I_1 \approx \frac{1}{2} m 0,8^2 = 1,6 \text{ kg.m}^2$$

$$I_2 = I_1 = 1,6 \text{ kg.m}^2$$

$$I_3 \approx m 0,8^2 = 3,2 \text{ kg.m}^2$$

*Chapa posterior.- Hipótesis: chapa exagonal en corona

Dimensiones: espesor = $5 \cdot 10^{-4}$ Masa = 1 kg.



Cálculos: $P_{12} = P_{23} = P_{13} = 0$

$$I_1 = \frac{1}{4} m \frac{1,8 - 0,8^2}{4} + m 0,9^2 = 1,02 \text{ kg.m}^2$$

$$I_2 = I_1 = 1,02 \text{ kg m}^2$$

$$I_3 \approx \frac{1}{2} m \frac{1,8^2 - 0,8^2}{4} = 0,41 \text{ kg.m}^2$$

*Chapa anterior .- Misma hipótesis

Dimensiones: espesor = $2 \cdot 10^{-2}$ m Masa = 3 kg

radio interior = 0,6 m

radio exterior equivalente = 1,8 m

$$\text{Cálculos: } P_{12} = P_{23} = P_{13} = 0$$

$$I_1 = \frac{1}{4} m \frac{1,8^2 - 0,6^2}{4} + 1^2 \cdot m = 3,72 \text{ kg.m}^2$$

$$I_2 = I_1 = 3,75 \text{ kg.m}^2$$

$$I_3 \approx \frac{1}{2} m \frac{1,8^2 - 0,6^2}{4} = 1,44 \text{ kg.m}^2$$

*Chapas internas .- Hipótesis: las dos iguales a la anterior

Dimensiones: espesor = $2 \cdot 10^{-2}$ m Masa . 6 kg

$$\text{Cálculos: } P_{12} = P_{23} = P_{13} = 0$$

$$I_1 \approx \frac{1}{2} m \frac{1,8^2 - 0,6^2}{4} = 1,44 \text{ kg.m}^2$$

$$I_2 = I_1 = 1,44 \text{ kg.m}^2$$

$$I_3 = \frac{1}{2} m \frac{1,8^2 - 0,6^2}{4} = 2,88 \text{ kg.m}^2$$

En resumen, para toda la estructura de chapas, y puesto que hemos tomado los ejes comunes, podemos sumar, habiendo de pasar a sus ejes ligados a su c.d.g ya que hemos trabajado respecto a ejes generales OXYZ por facilidad de simetría, con lo que en total tenemos.

$$P_{12} = P_{13} = P_{23} = 0$$

$$I_1 = 9 \text{ kg.m}^2$$

$$I_2 = 9 \text{ kg.m}^2$$

$$I_3 = 12 \text{ kg.m}^2$$

- Guía térmica caliente: Hipótesis: barra delgada uniforme $b = 0,4$ m $H = 1$ l

$$P_{12} = P_{23} = P_{13} = 0$$

$$I_1 = \frac{1}{12} m L^2 = 0,01 \text{ kg.m}^2$$

$$I_2 = I_1 = 0,01 \text{ kg.m}^2$$

$$I_3 = 0$$

- Guías térmicas de NH_3 . - Hipótesis: barras delgadas uniformes

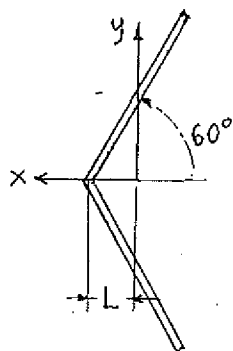
Dimensiones: $L = 1 \text{ m}$ Masa = 2 kg

Cálculos: $P_{12} = P_{23} = P_{13} = 0$

$$I_1 = \frac{1}{3} m (L \text{ sen } 60^\circ)^2 = 0,5 \text{ kg.m}^2$$

$$I_2 = \frac{1}{12} m L^2 (L \text{ sen } 60^\circ)^2 = 0,04 \text{ kg.m}^2$$

$$I_3 = I_1 + I_2 = 0,54 \text{ kg.m}^2$$



- Depósitos de hidracina llenos: Hipótesis: tres esferas homogéneas simétricamente dispuestas

Dimensiones: $R = 0,23 \text{ m}$ $d = 0,5 \text{ m}$ Masa = 60 kg

(No tenemos en cuenta que solo están

... llenas de hidracina hasta la mitad)

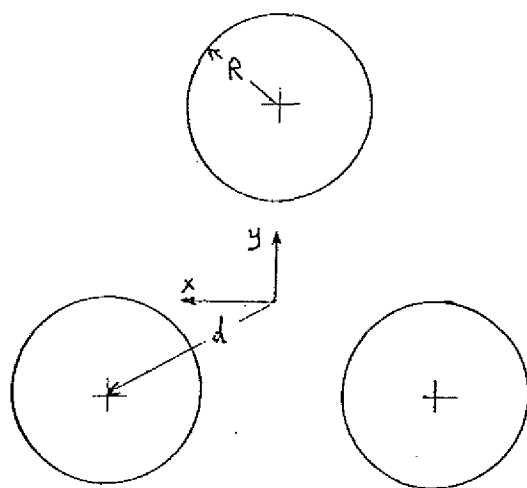
$$I_1 = 0,01$$

Cálculos: $P_{12} = P_{13} = P_{23} = 0$

$$I_1 = \frac{2}{5} m R^2 + m d^2 \left(\frac{1}{3} + \frac{1}{2} \frac{1}{3} + \frac{1}{2} \frac{1}{3} \right) = 11,27 \text{ kgm}^2$$

$$I_2 = \frac{2}{5} m R^2 + m d^2 \left(\frac{1}{3} \cdot 0 + \frac{1}{3} \frac{3}{2} + \frac{1}{3} \frac{3}{2} \right) = 5,60 \text{ kgm}^2$$

$$I_3 = \frac{2}{5} m R^2 + m d^2 = 17,1 \text{ kg.m}^2$$



Téngase mucho cuidado con los ejes locales, ya que, por ejemplo, para los depósitos, conforme venimos de ver, tomamos los ejes locales en el centro de gravedad del conjunto de los tres depósitos.

Una vez completado el estudio en ejes locales vamos a pasar a la determinación de las características de inercia globales del satélite.

4.3.2. Características de inercia de todo el satélite en conjunto.

4.3.2.1. Cálculo de la posición del centro de gravedad.

Refiriéndonos siempre a los ejes cuerpo definidos en la Figura 4.7:

- eje OX en la dirección y sentido de la cantidad de movimiento del satélite en su órbita, centrado en la línea media de los reflectores laser ya extendidos
- eje OY en la dirección y sentido Sur-Norte, centrado en el eje de giro de los paneles solares orientables
- eje OZ en la dirección y sentido tierra-satélite, centrado en el eje del satélite.

Vamos a calcular la posición del centro de gravedad.

En la configuración óptima, los ejes OXYZ han de ser los ejes centrales de inercia, así que tanto las coordenadas que vamos a obtener para el centro de gravedad de la distribución supuesta, como los valores de los productos P_{12} P_{13} P_{23} , nos servirán de señales de error que, mediante las oportunas correcciones que sea preciso hacer, tendamos a anularlas.

Por supuesto que el sistema de ejes cuerpo definido anteriormente, OXYZ forma un triedro trirectángulo positivo ($OZ = OX \wedge OY$), porque así lo mantendremos en el diseño.

Las ecuaciones que nos han dado las coordenadas del centro de gravedad son:

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix}_{CDG} = \begin{Bmatrix} \frac{\sum mx}{\sum m} \\ \frac{\sum my}{\sum m} \\ \frac{\sum mz}{\sum m} \end{Bmatrix}_{cdg}$$

las cuales vamos a aplicar a los tres casos siguientes

- En órbita de transferencia: apéndices replegados y depósitos de propulsante llenos

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix}_{CDG} = \begin{Bmatrix} 0,087 \\ -0,019 \\ 0,273 \end{Bmatrix} \text{ metros}$$

- En operación a principio de vida: apéndices desplegados y depósitos llenos

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix}_{CDG} = \begin{Bmatrix} 0,087 \\ -0,019 \\ 0,008 \end{Bmatrix} \text{ metros}$$

dia docena, para las correcciones de órbita)

En general, lo más conveniente para la red de control de actitud es poder mandar con total independencia unos motores de otros, en particular, cada motor y su contrario, con lo cual, con un funcionamiento asimétrico, quedaría solucionado el problema del control de actitud durante la fase de transferencia.

- el otro efecto importante, y esta vez beneficioso, es que acerca más el centro de gravedad al plano de unión del conjunto satélite motor de apogeo, al vehículo lanzador. En nuestro caso, de lanzamiento con el cohete Thor-Delta 2914, la posición de nuestro centro de gravedad ^{es de} tan solo 0,53 metros por encima del plano de amarre (unión del conjunto a la caja de adaptación a la 3ª etapa) y según los datos de "Delta Spacecraft Design Restrains" de octubre de 1968 y la nueva revisión de octubre del 71, está dentro de los límites aceptables.

4.3.2.2. Cálculo del tensor de inercia.

Como en el caso anterior vamos a efectuar este cálculo para las tres configuraciones extremas:

- en órbita de transferencia
- en órbita geoestacionaria a principio de vida
- en órbita geoestacionaria a fin de vida

Como se ha explicado detalladamente en la introducción a este capítulo 4.3, los valores de las componentes del tensor de inercia referido al centro de gravedad del satélite correspondiente a cada configuración, vienen dados por:

$$\left\{ \begin{array}{c} I_x \\ I_y \\ I_z \\ P_{xy} \\ P_{xz} \\ P_{yz} \end{array} \right\} = \sum_i \left\{ \begin{array}{c} I_x \\ I_y \\ I_z \\ P_{xy} \\ P_{xz} \\ P_{yz} \end{array} \right\}_i = \sum \left\{ \begin{array}{c} I_1 + m [(y-y_{CDG})^2 + (z-z_{CDG})^2] \\ I_2 + m [(y-y_{CDG})^2 + (z-z_{CDG})^2] \\ I_3 + m [(x-x_{CDG})^2 + (y-y_{CDG})^2] \\ P_{12} + m (x-x_{CDG}) \cdot (y-y_{CDG}) \\ P_{13} + m (x-x_{CDG}) \cdot (x-x_{CDG}) \\ P_{23} + m (y-y_{CDG}) \cdot (z-z_{CDG}) \end{array} \right\}$$

Efectuadas las operaciones indicadas, usando los datos supuestos en la tabla

la tabla 4.1, obtenemos los siguientes tensores de inercia:

$$\begin{aligned}
 & \text{- apéndices replegados y depósitos llenos} \\
 & \quad \quad \quad (\text{en kg.m}^2) \quad \begin{bmatrix} I_x & P_{xy} & P_{xz} \\ P_{xy} & I_y & P_{yz} \\ P_{xz} & P_{yz} & I_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 356,7 & 11,25 & 4,64 \\ 11,25 & 318 & 6,14 \\ 4,64 & 6,14 & 114 \end{bmatrix} \\
 & \text{- apéndices desplegados y depósitos llenos} \\
 & \quad \quad \quad (\text{en kg.m}^2) \quad \begin{bmatrix} I_x & P_{xy} & P_{xz} \\ P_{xy} & I_y & P_{yz} \\ P_{xz} & P_{yz} & I_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 235,9 & 3,05 & 4,64 \\ 3,05 & 197,5 & 6,14 \\ 4,64 & 6,14 & 162,1 \end{bmatrix} \\
 & \text{- apéndices desplegados y depósitos vacíos} \\
 & \quad \quad \quad (\text{en kg.m}^2) \quad \begin{bmatrix} I_x & P_{xy} & P_{xz} \\ P_{xy} & I_y & P_{yz} \\ P_{xz} & P_{yz} & I_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 225,4 & 3,05 & 4,64 \\ 3,05 & 192,3 & 6,14 \\ 4,64 & 6,14 & 146,3 \end{bmatrix}
 \end{aligned}$$

A la vista de los resultados anteriores podemos apuntar los comentarios siguientes:

- comprobación: supuesto un cilindro uniforme de masa 375 kg. y radio 0,85 m,
 $I_z = \frac{1}{2} m R^2 = \frac{1}{2} 375 \cdot 0,85^2 = 135,5 \text{ kg.m}^2$, que coincide con los 162,1 obtenidos por sumatorio.
- los ejes generales elegidos en el centro de gravedad, no son, obviamente los ejes centrales de inercia, aunque se aproximan bastante a esas direcciones, pues vemos el pequeño valor relativo de los productos de inercia. Tras estos comentarios se incluye un cálculo de los ejes centrales de inercia.
- los momentos de inercia son relativamente grandes, lo cual es beneficioso para las correcciones de actitud según un ciclo límite.
- lo que convenía era, realmente, obtener grandes valores de todos ellos, pero sobre el I_z influía además el requerimiento de la estabilización girascópica durante la órbita de transferencia, y sería deseable por tanto, que el I_z fuese el mayor de los tres momentos de inercia, esto es, justamente al contrario de lo que hemos obtenido. De todas formas, el valor obtenido en esta aproximación

$$\frac{I_z}{I_x} = \frac{114}{356,7} = 0,32$$

podría elevarse a 0,7 ó 0,8 con un nuevo reparto de masas, situándolas en

la periferia del satélite (lo cual recomendamos, ya que verdaderamente hemos de reconocer que la distribución de equipos que hemos hecho es excesivamente compacta, y plantearía serios problemas de sujección y uniones de montaje, pero elevar esta relación de inercias (longitudinal a transversal), a un valor superior a 1 para que la configuración sea autoestable; impondría unas severas y drásticas condiciones de emplazamiento que darían lugar a un aumento de masa considerable.

- digamos por último, que al no ser muy grande el I_z , con el mismo mecanismo yo-yo se consigue una mayor reducción de velocidad angular, lo que redundaría en beneficio del consumo de propulsante para anularla completamente.

4.3.2.3. Cálculo de los ejes centrales de inercia.

Se trata simplemente de calcular los ángulos que forma el triedro central de inercia con el O'X'Y'Z' de referencia, así como del cálculo de los momentos principales de inercia.

Como se sabe, este cálculo se reduce al cálculo de autovalores y autovectores de las matrices de inercias del epígrafe anterior.

Resumidamente, los resultados son los siguientes:

- apéndices replegados y depósitos llenos:

$$\begin{bmatrix} 356,7 & 11,25 & 4,64 \\ 11,25 & 318 & 6,14 \\ 4,64 & 6,14 & 114 \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} 0,99 & 0,04 & 0,02 \\ 0,04 & 0,99 & 0,03 \\ 0,02 & 0,03 & 0,99 \end{bmatrix}}_A \cdot \underbrace{\begin{bmatrix} 357,2 & 0 & 0 \\ 0 & 322,1 & 0 \\ 0 & 0 & 113,9 \end{bmatrix}}_B$$

En la matriz A tenemos los cosenos directores de las direcciones principales, y observamos que en la diagonal el coseno es próximo a 1, es decir, los ejes respectivos casi coinciden, y fuera de las diagonales el coseno es próximo a 0, es decir, los ejes no homólogos forman ángulos casi rectos, como era evidente del resultado anterior.

En la matriz diagonal B tenemos los momentos principales de inercia, sensiblemente coincidentes con los que ya teníamos, por la misma razón anterior.

Análogamente,

- apéndices desplegados y depósitos llenos.

$$\begin{bmatrix} 235,9 & 3,05 & 4,64 \\ 3,05 & 197,5 & 6,14 \\ 4,64 & 6,14 & 162,1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,99 & 0,02 & 0,02 \\ 0,02 & 0,99 & 0,03 \\ 0,02 & 0,03 & 0,99 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 236,2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 201,7 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 161,8 & 0 \end{bmatrix}$$

÷ apéndices desplegados y depósitos vacíos

$$\begin{bmatrix} 225,4 & 3,05 & 4,64 \\ 3,05 & 192,3 & 6,14 \\ 4,04 & 6,14 & 146,3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,99 & 0,02 & 0,02 \\ 0,02 & 0,99 & 0,03 \\ 0,02 & 0,03 & 0,99 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 226,1 & 0 & 0 \\ 0 & 194,7 & 0 \\ 0 & 0 & 145,9 \end{bmatrix}$$

4.4. ANALISIS DE FIABILIDAD.

En cualquier proyecto que exija grandes costos, la fiabilidad de funcionamiento es de primera importancia. En el caso en que además, se haya invertido un gran periodo de desarrollo tecnológico, no pueden dejarse todas las investigaciones en una casuística indeterminada, sino que se hace necesario prever la probabilidad de funcionamiento correcto (fiabilidad), de todas y cada una de las partes de manera independiente y de manera agrupada, con dos fines primordiales:

- para la estimación de riesgos
- para la optimización de diseño de componentes y equipos en cuanto a fiabilidad, a fin de uniformizar las fiabilidades de los diversos componentes de un equipo, y de escalar adecuadamente según sus imperativos los diferentes sistemas.

4.4.1. Fases de funcionamiento

Con objeto de diferenciar claramente las diferentes exigencias en materia de fiabilidad durante toda la vida del satélite, vamos a definir unas fases de funcionamiento. No se incluye, claro está, la fase de manejo en tierra (montaje, transporte, y prelanzamiento), porque se supone que su fiabilidad la haremos siempre 1 (seguridad), modificando y reparando los fallos e incluso retrasando el lanzamiento. Por la poca precisión de este análisis, se desprecia el posible deterioro en el tiempo de espera en la rampa de lanzamiento de los equipos que no están en funcionamiento.

Fase 0: Lanzamiento y posicionamiento en órbita geoestacionaria. Incluye hasta la estabilización y la orientación del eje óptico. Durante esta fase, los equipos de telemetría y telemando, dispositivos pirotécnicos de despliegue, motor de apogeo, y sistema de control de actitud, son los únicos que están en funcionamiento.

Fase 1: Corresponde al desarrollo de las misiones 1 y 1' (ver punto 1), de toma de imagen y transmisión a tierra, sea con un emisor de baja potencia, (1W) hacia la estación central (misión 1), o bien sea con un emisor de alta potencia (10 W) para transmisión hacia las estaciones principa-

les (Misión 1^a).

Fase 2: Corresponde a la misión 2, de retransmisión de información meteorológica enviada desde la estación central (incluidas las imágenes tomadas por el satélite y corregidas en la estación central) usando el repetidor de a bordo.

Fase 3 : Correspondiente a las misiones 3 y 3^a; de recogida de datos meteorológicos que suministran un conjunto de plataformas diseminadas que operan en banda S (misión 3). Si se amplía la opción se trabajará también en UHF (misión 3^a)

En la Tabla 4.2 se establecen una tolerancia mínima de fiabilidad y un valor nominal de trabajo, para cada una de las diferentes misiones, con vista a un diseño coherente de los subsistemas.

4.4.2. Hipótesis básicas de fiabilidad.

La duración máxima de la misión será de 5 años, y con este periodo se han calculado las tasas de fallo extrapolando según una ley exponencial, a partir de valores obtenidos, en general, para una vida mitad.

4.4.2.1. Condiciones de uso.

Las cargas mecánicas y térmicas tienen una influencia decisiva en la tasa de fallo de los elementos.

Dentro de la imprecisión inherente a esta primera etapa del proyecto, excepto para elementos que se aparten claramente de los niveles dados a continuación (en cuyo caso se hará notar explícitamente), las condiciones medias de funcionamiento elegido son:

- nivel de esfuerzos al 25% de sus cargas de trabajo
- temperatura de funcionamiento 300 K

La lista de tasas de fallo de diversos componentes mostrada en la Tabla 4.3 sirve de ejemplo de las características de fiabilidad de los elementos integrantes de un satélite.

4.4.2.2. Producción de los componentes.

Como se verá en la Tabla 4.3 solamente figuran componentes existentes ya en el mercado de los que se poseen datos de fiabilidad bastante precisos, por haber sido ya experimentados para otras misiones.

Para los componentes que se producen conforme va desarrollandose su tecnología, no ha habido tiempo de establecer unos criterios de fiabilidad rigurosos, y tan solo el buen juicio del proyectista sirve de indicación de las propiedades a este respecto.

Algo similar ocurre con los componentes que se fabrican en pequeñas series, lo cual viene siendo cotidiano (desgraciadamente) en la tecnología espacial, por lo que para cada proyecto particular deben establecerse (con una gran imprecisión aún a costa de grandes esfuerzos), estas características, para tratar de que sean compatibles con la fiabilidad de los elementos adyacentes (funcionalmente hablando).

4.4.2.3. Determinación de la tasa de fallo.

La mayor parte de las tasas de fallo suelen obtenerse de la escasa bibliografía con que cuenta esta joven ciencia, siendo una de las fuentes más socorridas, el documento RADC 67108.

En general, es norma común tomar como valores de referencia los correspondientes a proyectos que presenten cierta semejanza en ese aspecto.

El estudio experimental de las tasas de fallo de los componentes está lejos de ser una tarea del equipo de proyectos de satélites, no así, en cambio, las características de fiabilidad de los conjuntos, para lo cual se llevará un continuo y riguroso análisis estadístico de la actuación de cada componente, aún cuando ello imponga cargas adicionales sobre el equipo de telemetría (servidumbres), y sobre la complejidad de todos los subsistemas.

4.4.2.4. Tasa de fallo en periodo de no funcionamiento.

Todos los datos de la Tabla 4.3 se refieren a los componentes en periodo de operación. En un proyecto del tipo IMYEL, suelen hacerse las hipótesis siguientes respecto a tasa de fallo en periodo inoperativo.

- para los componentes de funcionamiento digital, y para todos los componentes electrónicos de baja potencia, se supone que la tasa de fallo ($\frac{\text{fallos}}{\text{hora}}$) es nula.
- para los componentes de funcionamiento analógico, para alta potencia, y para los componentes fluidos en su mayor parte, suele suponerse que la tasa de fallo es la misma que si estuviera en funcionamiento.

- para ciertos equipos se trabaja con la tasa de fallo en nº de fallos por ciclo de funcionamiento (por ejemplo, microcohetes, válvulas, etc.) con lo que desaparece (aunque solamente sobre el papel y no en realidad) la influencia del periodo de inactividad en la seguridad de su funcionamiento futuro.

4.4.2.5. Fiabilidad de conjuntos de componentes.

En una segunda etapa del estudio de fiabilidad, se emprende el análisis de conjuntos de componentes, esto es, de equipos, para lo cual, lo primero que hay que tener claramente definido es el funcionamiento paso a paso de todos los componentes (cuando menos, diagramas de bloques detallados)

En el presente estado en que se encuentra el proyecto IMYEL, no sería posible realizar un estudio de este tipo, y se debería esperar a una definición clara de cada uno de los circuitos de los diferentes equipos integrantes.

4.4.3. Modos de fallo de los equipos.

Con objeto de analizar las exigencias de fiabilidad para el proyecto de las diferentes partes del satélite, podemos dividirlo en la forma siguiente:

- alimentación eléctrica
- telemando
- telemedida
- estabilización
- antenas
- radiómetro
- refrigeración
- electrónica de imagen
- repetidor de bandas
- recogida de datos
- equipo de lanzamiento (cohetes, motor de apogeo, pirotecnia, etc.)

Como ya se ha indicado en 4.4.2.5, para estimar las posibilidades de que vamos a disponer, a fin de pasar al cálculo de las fiabilidades estimables para las diferentes fases de la vida del satélite, y compararlas con las especificaciones impuestas en 4.4.1 (ver Tabla 4.2). de los datos de equipos

semejantes en otros satélites, podemos extraer unos valores aproximados tales como los que se encuentran en la Tabla 4.4.

Las hipótesis que se consideran en el estudio de modos de fallo estan basadas en el número de componentes de cada tipo que lo integran, y su tasa de fallo propia, λ , siendo las siguientes:

- cualquier fallo de un componente se considera catastrófico, con lo cual podemos calcular la tasa de fallo del equipo como el producto de las tasas de fallo de sus componentes. Este método es el más usado para equipo electrónico.
- los componentes mecánicos (uniones, chapas, etc) se consideran totalmente seguros, para lo cual se efectuaran una serie de ensayos de cualificación. Esta hipótesis es necesaria por la heterogeneidad de configuraciones de los elementos mecánicos, que imposibilita todo estudio estadístico.

Un severo control de calidad y un esmerado montaje en zona limpia, son requisitos imprescindibles para la obtencion de los órdenes de fiabilidad exigidos en proyectos de este tipo (5 años sin revisiones es una solicitud fuera de lo común)

4.4.4. Fiabilidad de la misión del satélite IMYEL.

Teniendo en cuenta los párrafos precedentes, se puede estimar la probabilidad de éxito de las diferentes misiones y de la composición de misiones, la cual se comparará con los requisitos planteados en 4.4.1 para comprobar si el diseño hecho los satisface, y optar por otros equipos de más fiabilidad si no los llega a cumplir.

Se completará este capítulo con las posibles redundancias de componentes e incluso de equipos enteros, teniendo en cuenta el deterioro que los elementos redundantes sufrirán aún cuando no estén activados.

No debe desestimarse un completo análisis de posibilidades de funcionamiento degradado, las cuales aumentan considerablemente la bondad del proyecto, entendida como

$$\frac{\text{fiabilidad de cumplir la misión}}{\text{coste}}$$

Como resumen de este artículo, proponemos los siguientes puntos a desarro-

llar para elevar la citada bondad:

- establecer redundancias que permitan un funcionamiento en malla, evitándose así los clásicos tapones de fiabilidad de los puntos neurálgicos, cuales pueden ser, por ejemplo, los reguladores de voltaje e intensidad, algunos adaptadores, la telemetría y el telemando, etc.
- establecer ciertos funcionamientos, degradados, como aceptables, del tipo de:

- fallo en el posicionamiento inicial
- fallo de la batería
- fallo de la recogida de datos
- fallo del repetidor
- fallo de varios canales
- fallo del control térmico
- fallo del control fino de actitud
- fallo del control de órbita
- fallo del radiómetro
- fallo del telemando
- etc.

Como diagrama de bloques general de la escala de exigencia que plantea cada uno de los subsistemas, incluimos la Figura 4.11.

4.5. BIBLIOGRAFIA

- 1.-METEOSAT, "Definition Study of the Geostationary European Meteorological Satellite" Appendix 1. Technical Documents, Part C July, 1972.
- 2.-ESRO-CERS "Satellites Europeens de Télécommunications" Fascicule 3, Parte 1: Etude Technique Juin 1967
- 3.-G.H.Sandler "System Reliability Engineering" Prentice-Hall N.J. 1963
- 4.-J. Warleta. "Fiabilidad. Bases teóricas y prácticas" INTA Madrid 1973
- 5.-W. H. von Alven "Reliability Engineering" Prentice-Hall 1964.
- 6.-F. Kreith "Radiation Heat Transfer for Spacecraft and Solar Power Plant Design" International Textbook Company, 1962

TABLA 4.1.

Nº	ELEMENTO	Masa	Coordenadas del c.d.g. (m)			Tensores locales de inercia (Kg.m ²)						Tensores en ejes generales (kg.m ²)					
			x	y	z	I ₁	I ₂	I ₃	P ₁₂	P ₁₃	P ₂₃	I _x	I _y	I _z	P _{xy}	P _{xz}	P _{yz}
1	Antena parabólica	8	0	0	-1,00	0,54	0,54	1,08	0	0	0	8,54	8,54	1,08	0	0	0
2	Lente de barrido	12	0	0	-0,93	0,19	0,19	0,37	0	0	0	10,56	10,56	0,37	0	0	0
3	Lente de barrido	12	0	0	-0,90	0,19	0,19	0,38	0	0	0	9,91	9,91	0,38	0	0	0
4	Lente de barrido	12	0	0	-0,80	0,19	0,19	0,37	0	0	0	7,87	7,87	0,37	0	0	0
5	Lente de barrido	12	0	0	-0,77	0,19	0,19	0,38	0	0	0	7,30	7,30	0,38	0	0	0
6	Engranajes y motor de barrido	8	0	-0,55	-0,85	0,10	0,20	0,10	0	0	0	8,30	5,98	2,52	0	0	3,74
7	Espejo Cassegrain	5	0	0	-0,30	0,07	0,07	0,15	0	0	0	0,52	0,52	0,15	0	0	0
8	Detectores de visible	4	0	0,30	-0,10	0,07	0,07	0,11	0	0	0	0,47	0,11	0,47	0	0	-0,12
9	Detectores de infrarrojo	3	0	0	-0,10	0,05	0,05	0,08	0	0	0	0	0	0	0	0	0
10	Estructura radiómetro	10	0	0	-0,40	1,58	1,58	0,79	0	0	0	3,18	3,18	0,79	0	0	0
11	Estructura motor apogeo	75	0	0	0,66	12,27	12,27	7,12	0	0	0	44,94	44,94	7,12	0	0	0
12	Resto de estructura del satélite	20	0	0	-0,10	9,00	9,00	12,00	0	0	0	141,79	141,79	8,18	0	0	0
13	Propulsante motor apogeo	300	0	0	0,60	33,79	33,79	8,18	0	0	0	55,20	3,70	56,50	0	0	0
14	Paneles solares extendidos	20	0	0	0	55,20	3,70	56,50	0	0	0	4,00	0,08	4,00	0	0	0
15	Paneles solares replagados	20	0	0	0	34,00	10,92	28,70	14,30	0	0	0	30,00	30,00	0	0	0
16	Sensores solares	4	0	0	0	4,00	0,08	4,00	0	0	0	0,20	1,50	1,50	0	0	0
17	Reflectores laser extendidos	3	0	0	0	0	30,00	30,00	0	0	0	34,00	10,92	28,70	14,30	0	0
18	Reflectores laser replagados	3	0	0	0	0,20	1,50	1,50	0	0	0	9,77	9,77	0,05	0	0	-4,86
19	Sensores estelares	6	0	0,90	-0,90	0,05	0,05	0,05	0	0	0	4,87	4,87	0,02	0	0	2,43
20	Sensores terrestres	3	0	-0,90	-0,90	0,03	0,03	0,02	0	0	0	6,83	3,83	3,15	0	0	3,3
21	Repetidor telecomunicaciones	12	0	0,50	0,55	0,20	0,20	0,15	0	0	0	9,20	9,20	12,40	0	0	0
22	Telemetria y telemando	10	0	-0,50	-0,70	0,20	0,20	0,15	0	0	0	7,60	2,70	5,05	0	0	3,65
23	Baterias y reguladores	10	-0,70	0,15	0,20	0,20	0,20	0,10	0	0	0	0,83	5,50	5,23	-1,06	-1,40	0,30
24	Generador isotópico	20	0,40	-0,15	0,75	0,40	0,40	0,40	0	0	0	12,1	14,85	4,05	-1,20	6,00	-2,25
25	Guía térmica caliente	1	0,60	-0,15	0,40	0,00	0,00	0	0	0	0	0,16	0,41	0,25	-0,10	0,20	-0,07
26	Bomba refrigerante	5	0,60	-0,15	0,20	0,10	0,10	0,10	0	0	0	0,41	2,00	1,98	-0,45	0,60	-0,15
27	Guía térmica de amoniaco	2	0,30	0	0,20	0,50	0,04	0,54	0	0	0	0,58	0,30	0,72	0	0,12	0
28	Radiadores, motores, etc.	15	0	0	0,20	7,14	0,28	7,16	0	0	0	7,74	0,88	7,16	0	0	0
29	Depósitos de hidracina llenos	60	0	0	0	11,27	5,60	17,10	0	0	0	11,27	5,6	17,0	0	0	0
30	Depósitos vacíos	4	0	0	0	0,80	0,19	1,17	0	0	0	0,80	8,39	1,17	0	0	0
31	Electrónica control actitud	2	-0,80	0,15	0,55	0,04	0,04	0,04	0	0	0	0,69	1,92	1,37	-0,24	-0,88	0,17
32	Conjunto de microchips	5	0	0	0	3,00	3,00	3,00	0	0	0	3,00	3,00	3,00	0	0	0

TABLA 4.2

Fase	Misión	Fiabilidad	
		Minima	De trabajo
	Lanzamiento	0,92	0,94
	Orbita inicial	0,90	0,92
	Todas las misiones (Después del posicionado)	0,37	0,55
	Toma de imagen y envío con 1 W	0,40	0,60
	Toma de imagen y envío con 10 W	0,40	0,60
	Repetidor	0,53	0,80
	Recogida de datos	0,51	0,77

TABLA 4.3

Tasa de fallo (en 10^{-9} $\frac{\text{fallos}}{\text{hora}}$) de diversos componentes

Componentes			Tasa de fallo	Componentes			Tasa de fallo
Resistencias	De carbon	5		Relés	1 contacto		200
	De lámina metálica	10			n contactos		150 n
	De alambre	150		Soldadura	Aleación de estaño (Bien cuidada)		10
				Fusibles	De plomo		250
Condensadores	Cerámicos	50		Cristales	De cuarzo		200
	De tantaló	100		Célula solar	De silicio (incluidas conexiones)		5
	De porcelana	50		Bateria	Ni-Cd (un elemento)		1000
Diodos	De ruptura	50		Fluidica	Tanque		150
	Rectificador	50			Junta soldada		10
	Alta potencia	100			Válvula de llenado		50
	Zener	100			Filtro		100
Transistores	De ruptura	100			Cámara de com. tión		1000 (1)
	Analógicos	100			Válvula eléctrica		2000 (1)
	Alta potencia	200			Regulador		2000 (1)
	Alta frecuencia	150		Pirotecnia	Guillotina		10^7 (1)
	FET	200					
Conectores	De bajo ruido	300					
	1 contacto	10					
	n contactos	50.n					

(1) Estos valores se refieren a $\frac{\text{fallos}}{\text{ciclos}} \cdot 10^9$

TABLA 4.4.

Equipo	Fiabilidad	Comentarios
Generador eléctrico	0,65	La alimentación de potencia eléctrica es del tipo de barra regulada, teniendo en consideración posibles modos degradados para fallo de la batería, del mecanismo de orientación de los paneles, etc.
- paneles solares		
- batería		
- reguladores de carga y descarga		
- circuitos de protección		
- convertidores		
Telemando	0,85	Este elemento es esencial y debe ser completamente redundante.
- decodificador		
- receptor en VHF		
Telemedida	0,65	Esto nos lleva a prever una total redundancia del equipo.
- codificador		
- transmisor en VHF		
Stabilización	0,97	Correspondiente a la fase de transferencia y adaptación.
- electrónica		
- sensores	0,85	Correspondiente a la fase geostacionaria
- microcohetes		
Antenas	0,80	
Radiómetro y electrónica analógica	0,75	
Electrónica de imagen	0,50	Posibilidad de funcionamiento degradado del convertidor A→D (pérdida de un canal, por ejemplo)
- convertidor A→D		
- mezclador		
- sincronizador		
Transmisor SHF de 1 W	0,95	
Repetidor SHF	0,92	Este valor se obtuvo con la hipótesis de que este equipo solamente opera 2/3 del periodo de vida, repartido regularmente.
- preamplificador (2 GHz)		
- oscilador local		
- mezclador del receptor		
- amplificador (49 MHz)		
- mezclador del transmisor		
- emisor de 10 W		
Recogida de datos	0,93	Este valor se obtuvo con la hipótesis de que este equipo solamente opera 1/3 de la vida, repartido regularmente.
- amplificador (20 MHz)		
- amplificador lineal		
Control térmico	---	No se dispone de datos orientativos, aunque existen, habiéndose experimentado con este equipo en los 5 últimos años.
- generador isotópico		
- guías térmicas		
- refrigerador		
- radiadores		

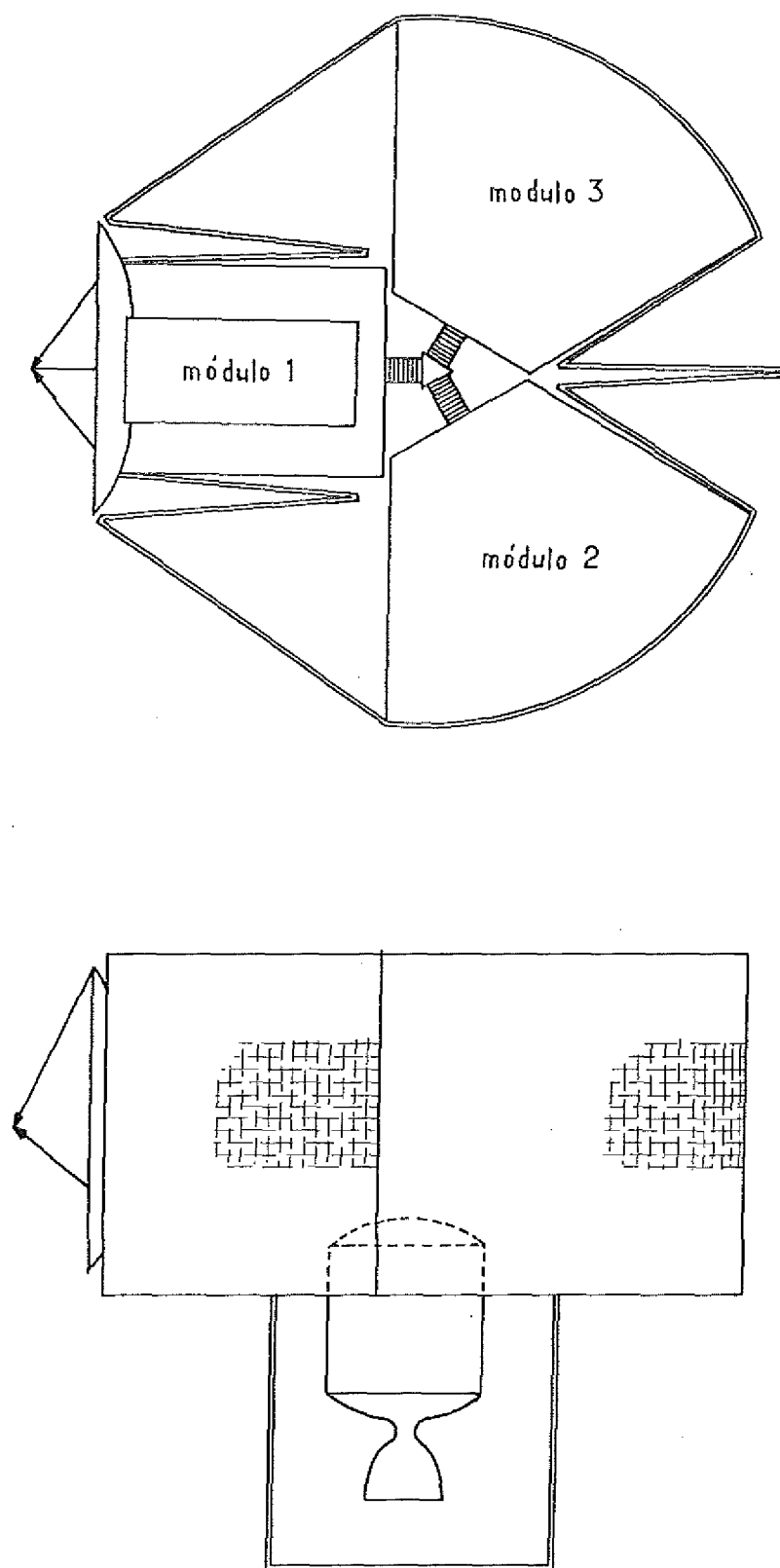


Fig. 4.1

Configuración replegada (lanzamiento) de la primitiva concepción del satélite INTEL.

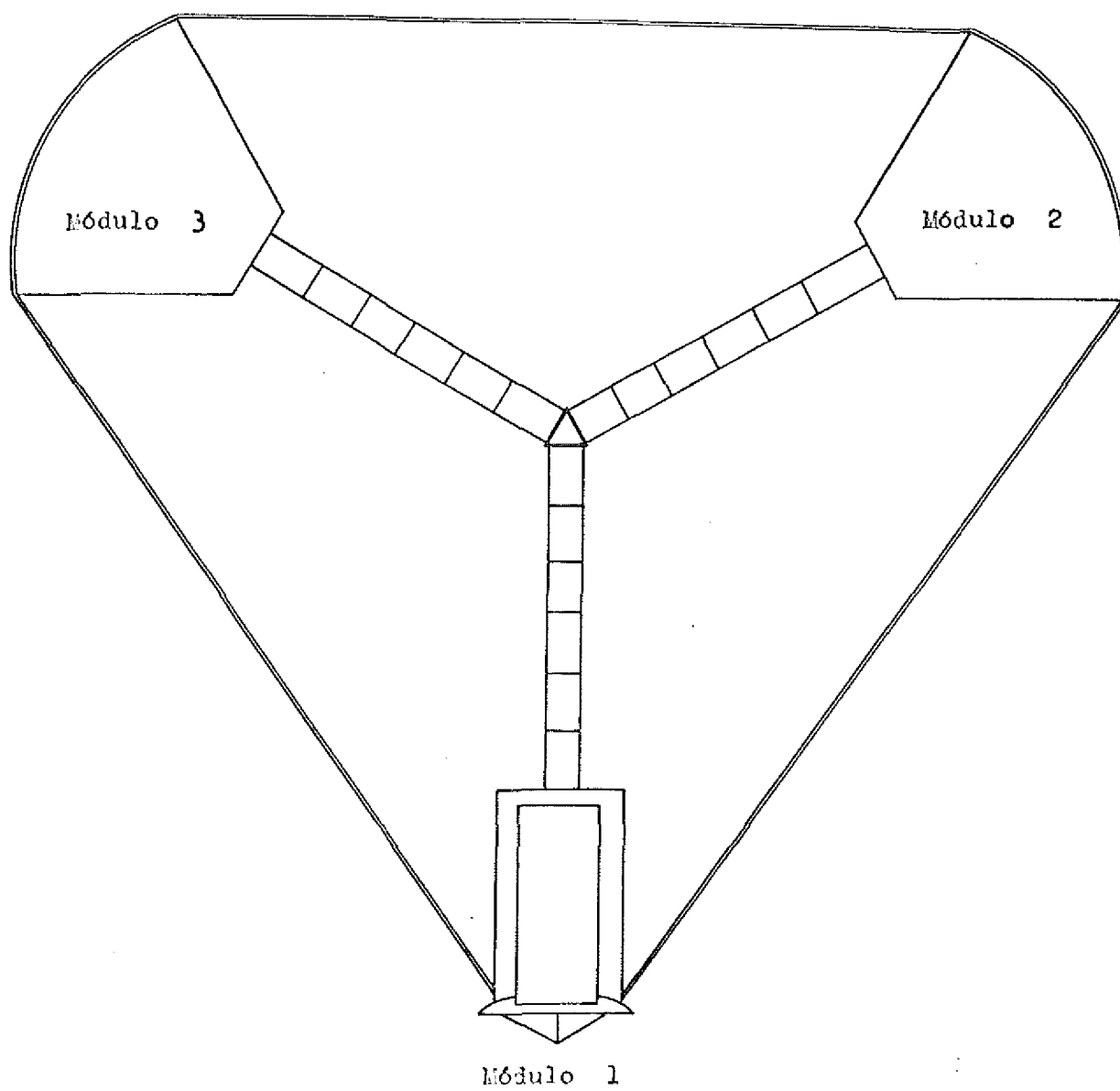


Fig. 4.2

Configuración desplegada de la antigua versión.

Tierra

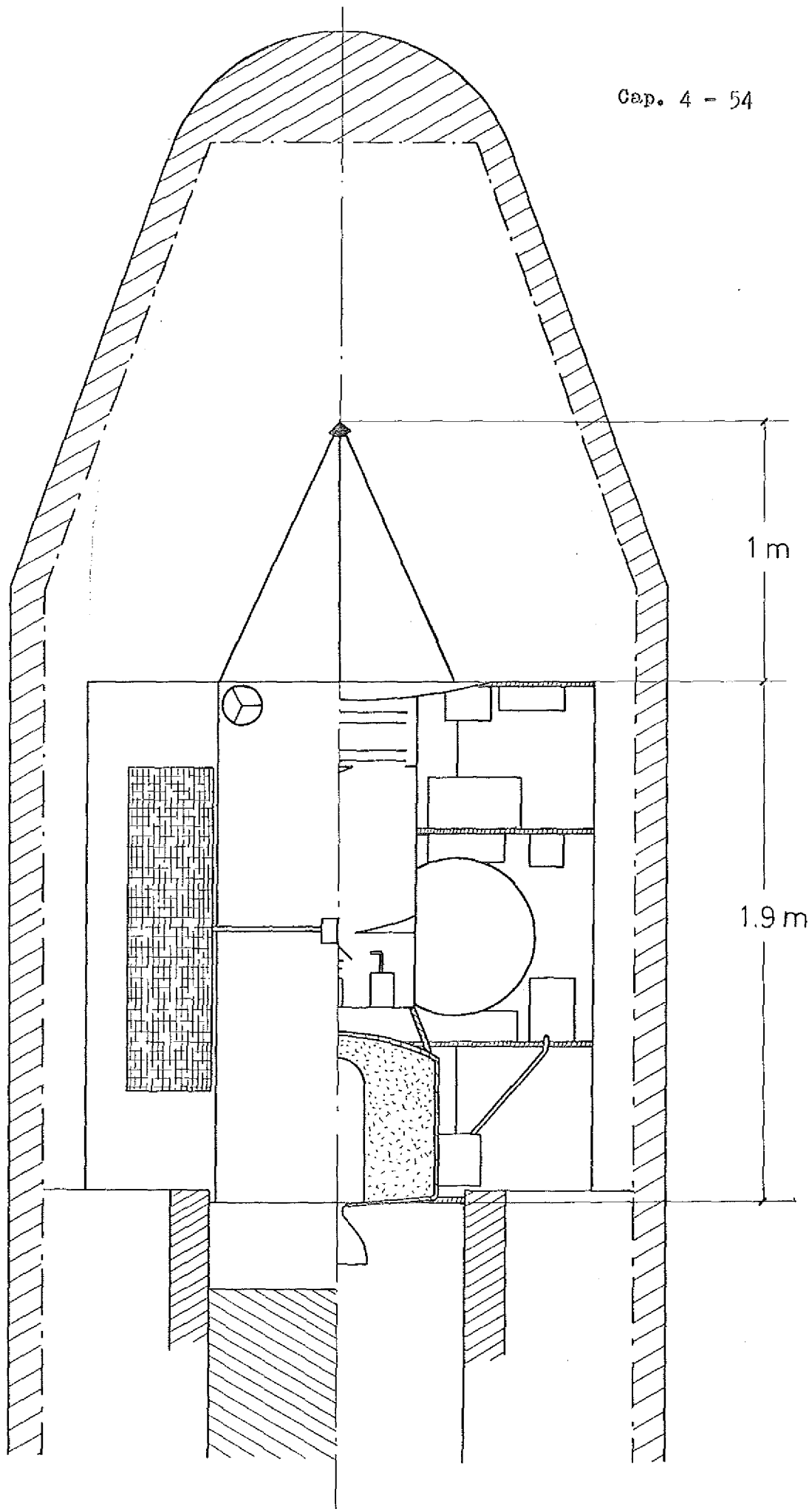


Fig. 4.3

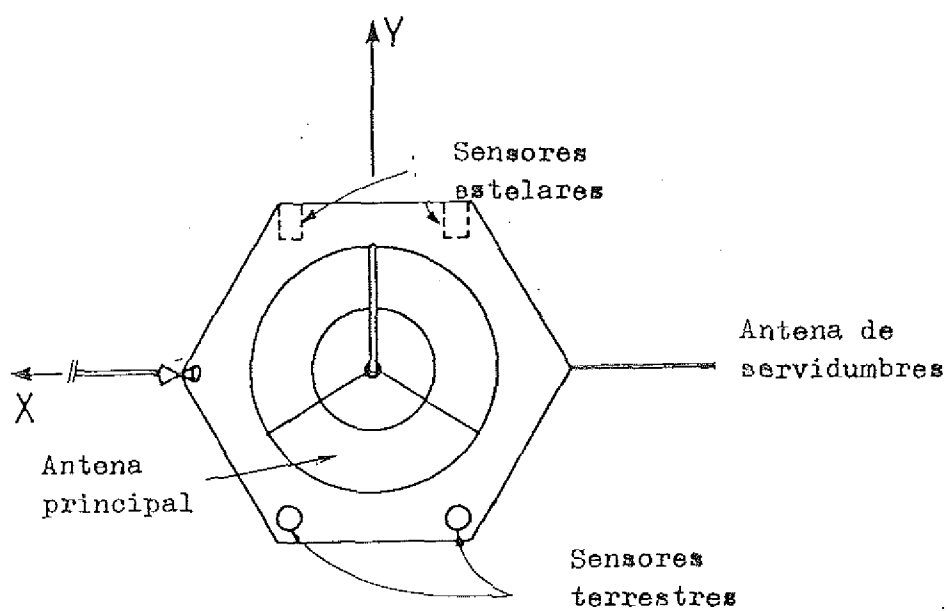


Fig. 4.4 Antenas

Vista frontal del satélite IMYEL

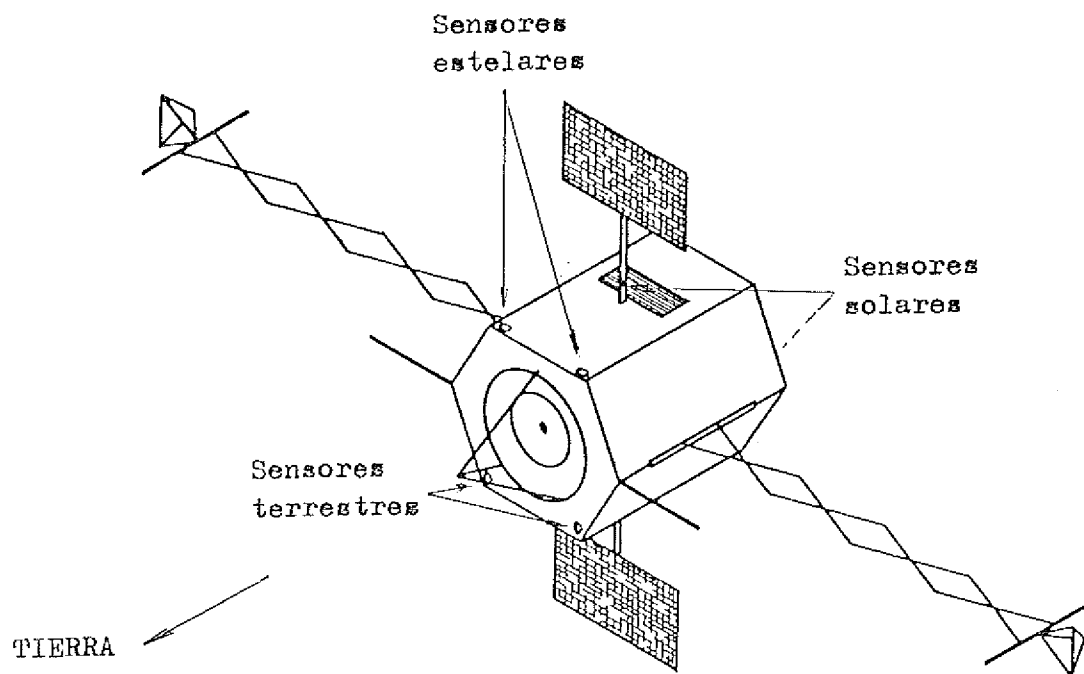


Fig.4.5 Sensores

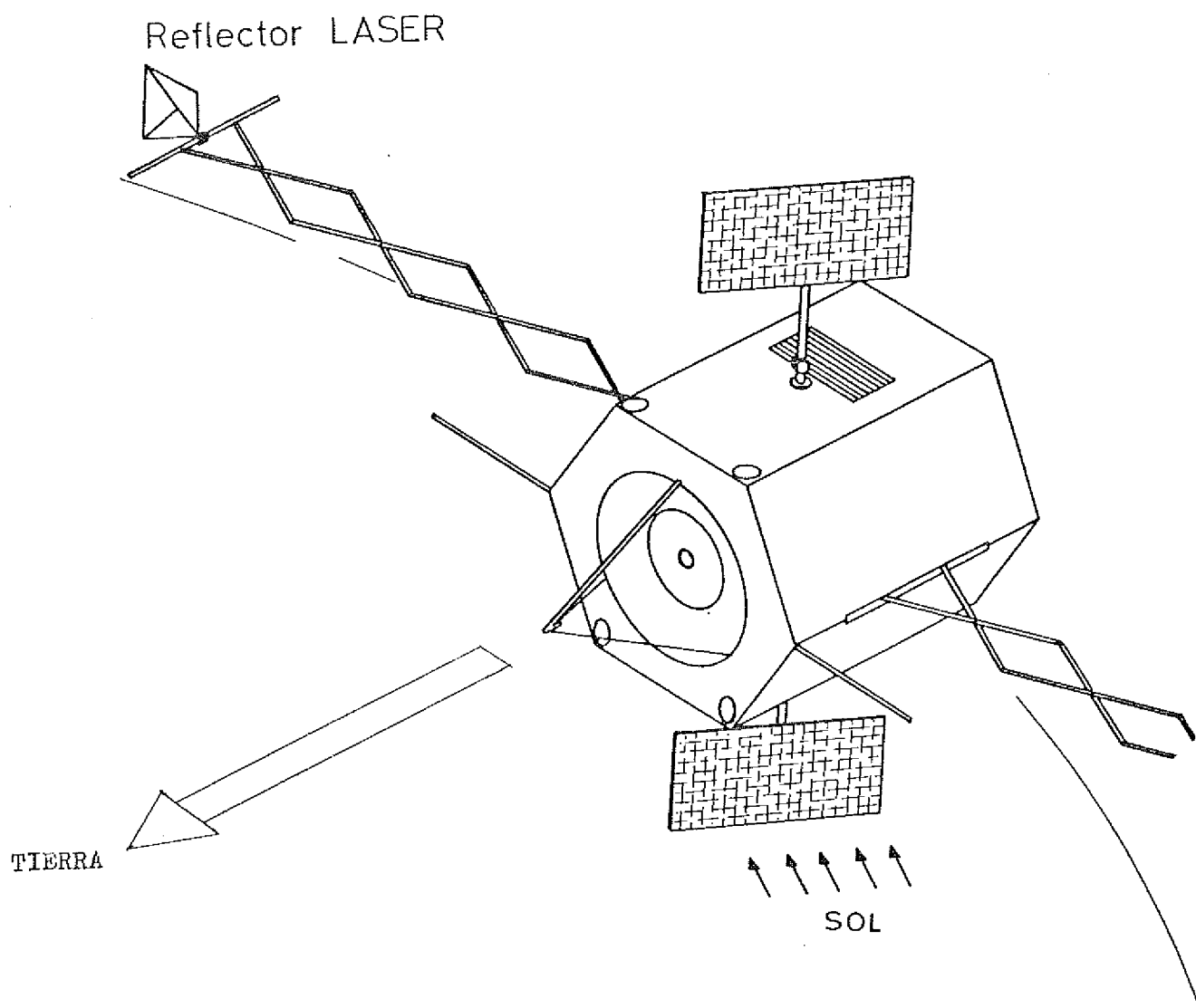
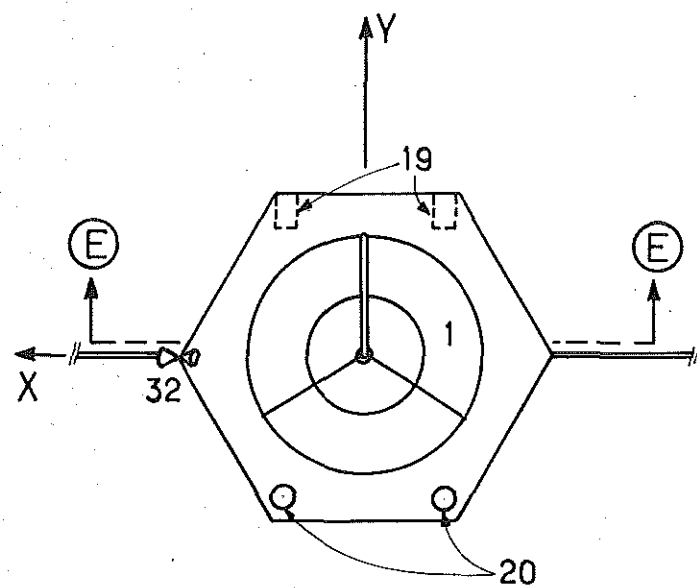
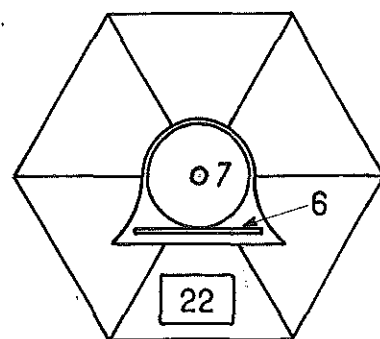


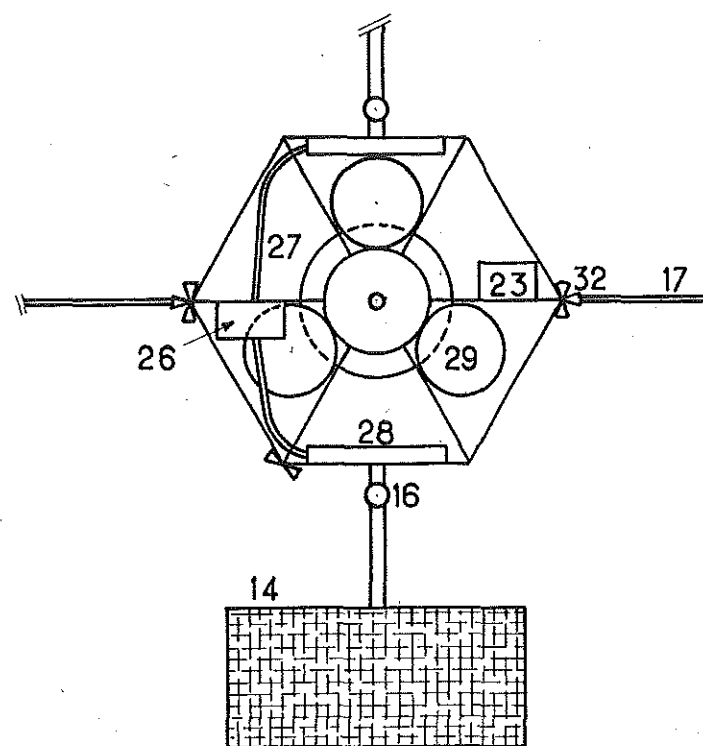
Fig. 4.6



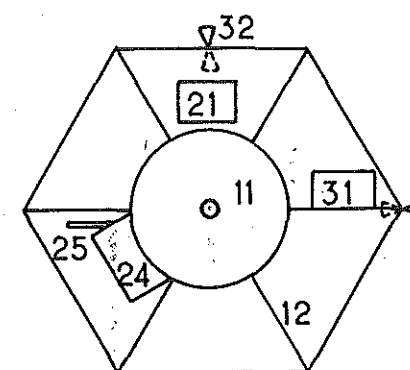
(A)



(B)



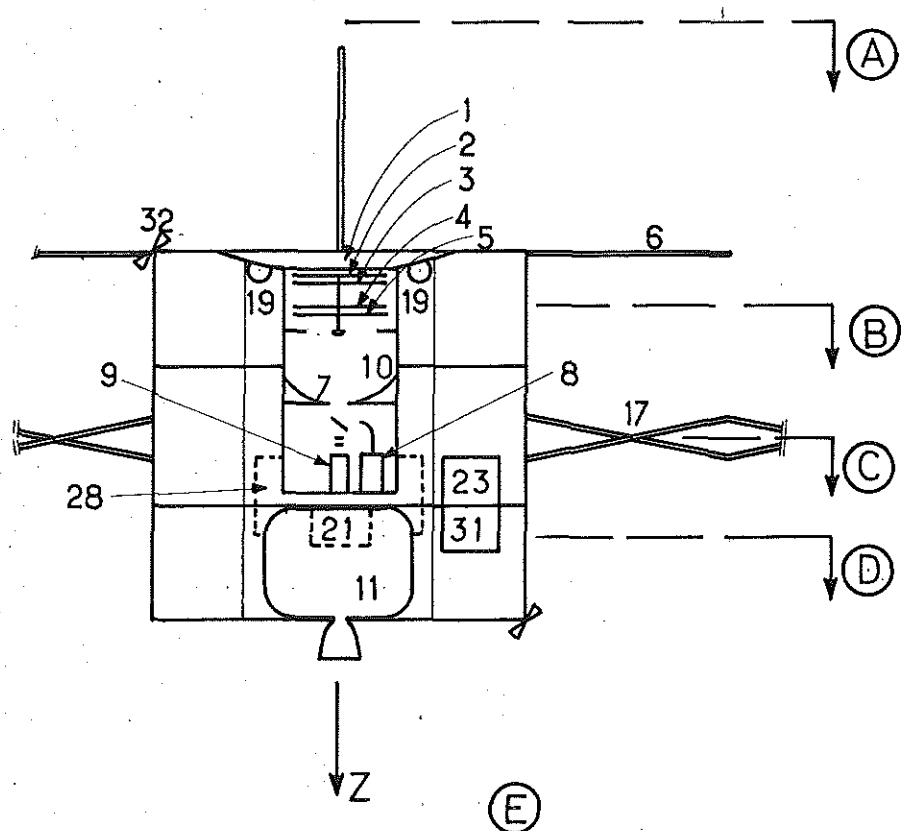
(C)



(D)

Leyenda (Véase Tabla 4.1)

Fig. 4.7 Emplazamiento de los elementos



(E)

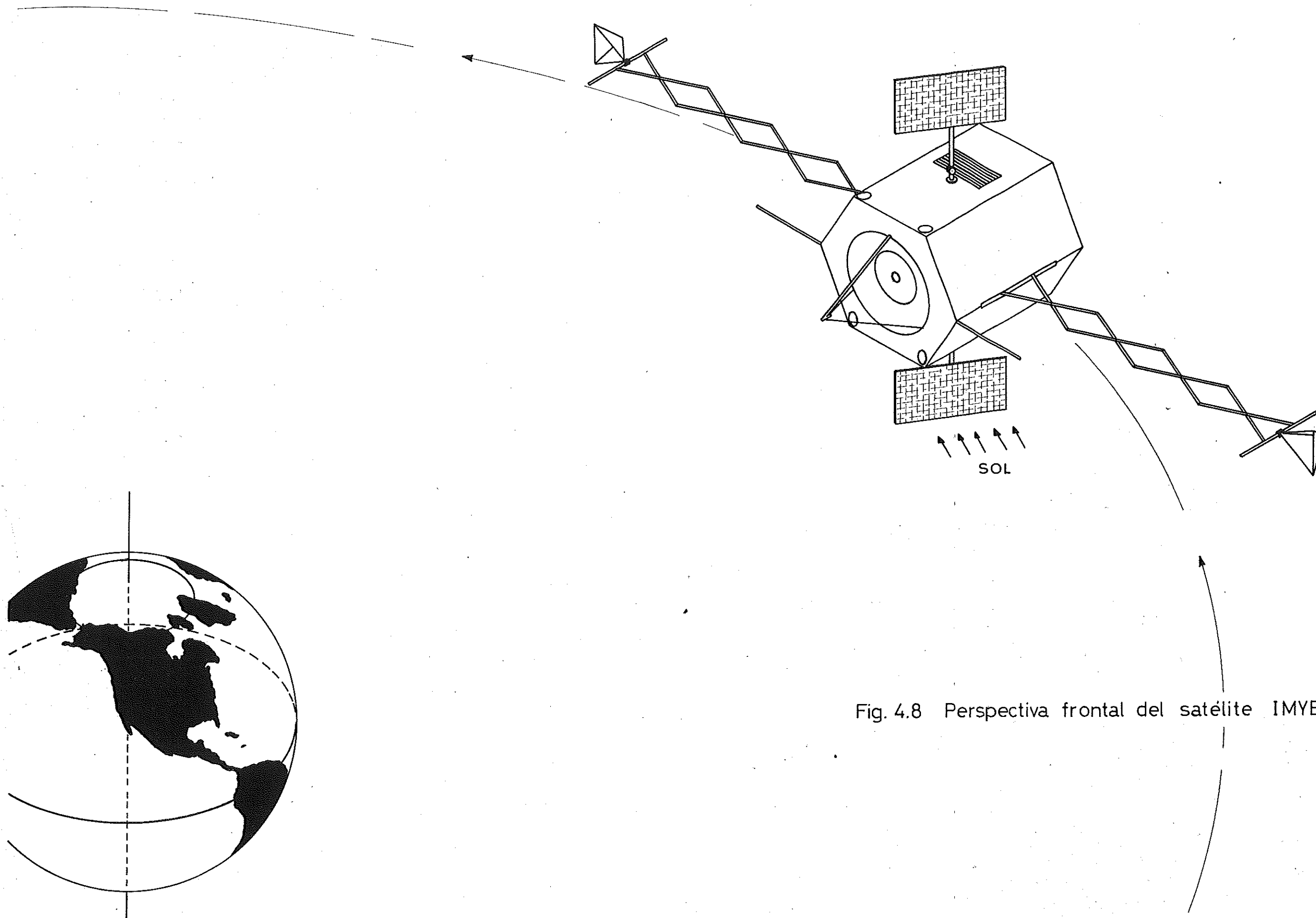


Fig. 4.8 Perspectiva frontal del satélite IMYEL

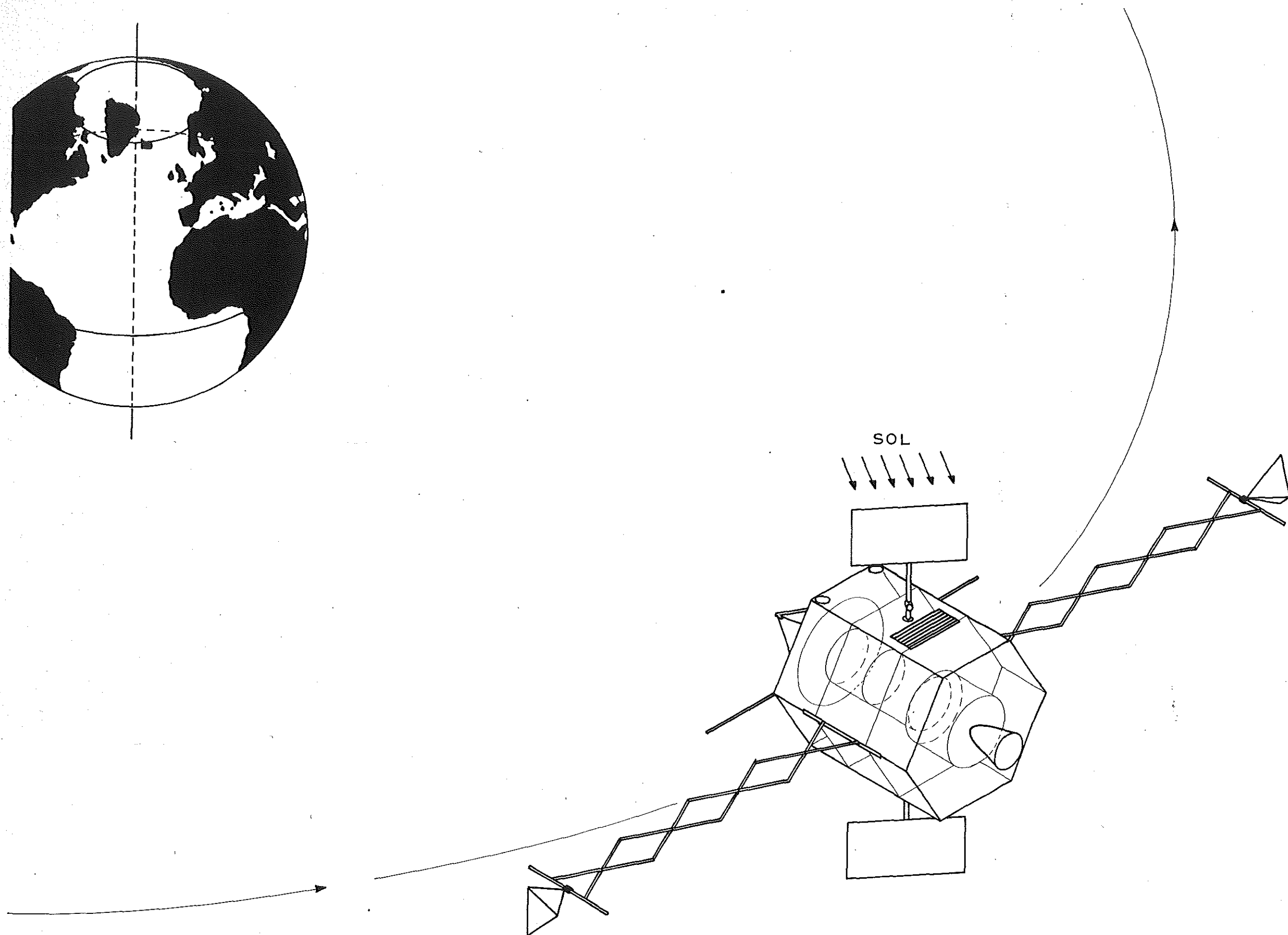
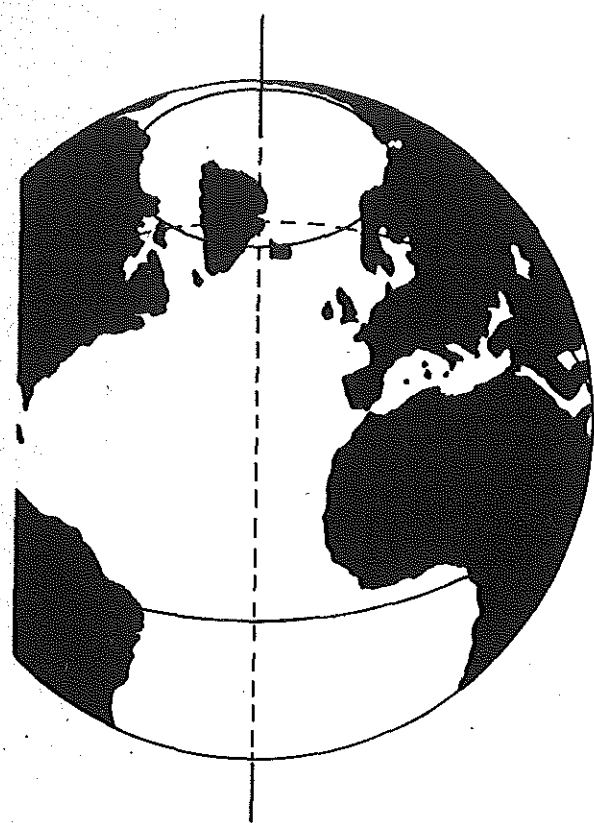


Fig. 4.9 Vista posterior del satélite IMYEL

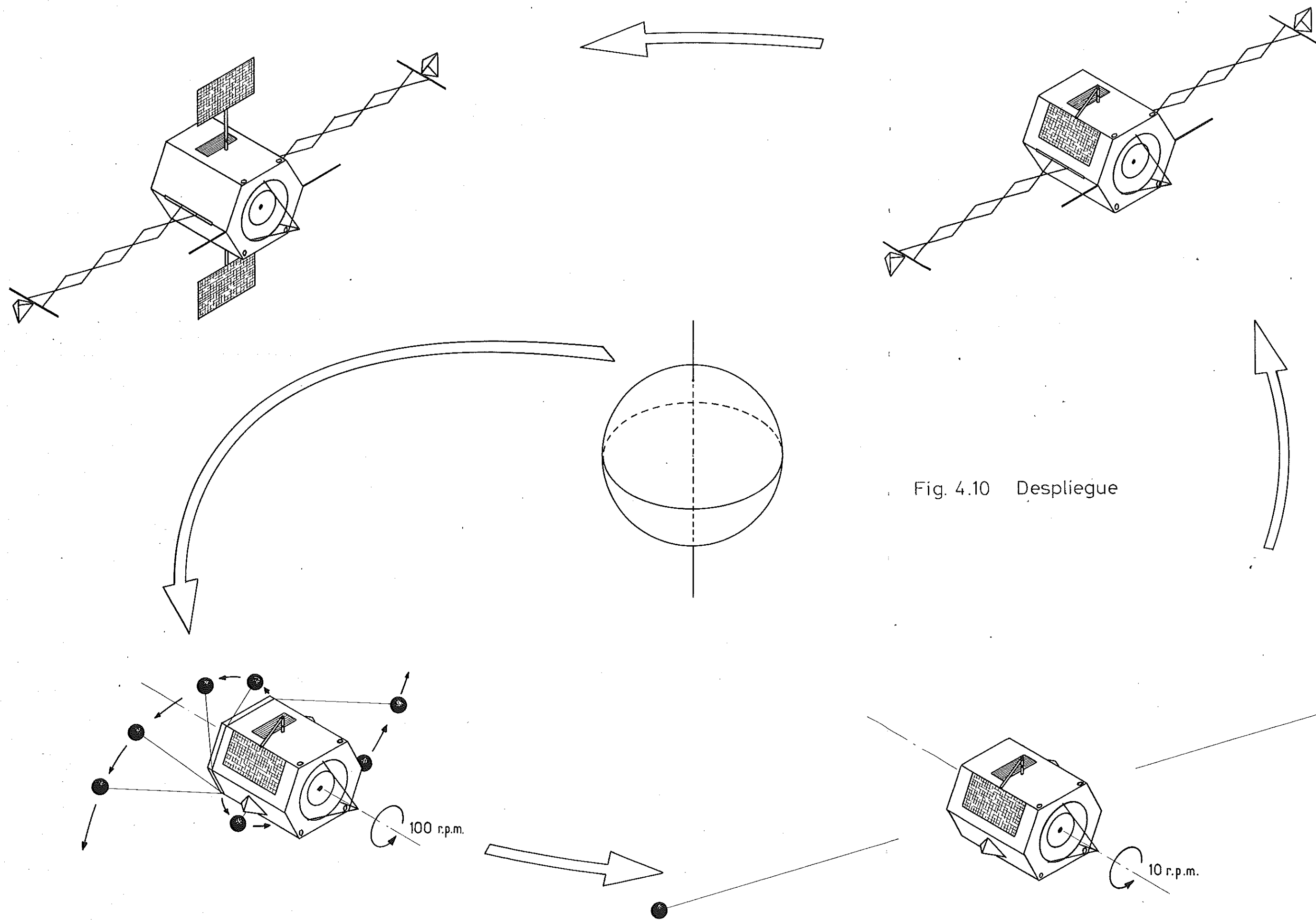


Fig. 4.10 Despliegue

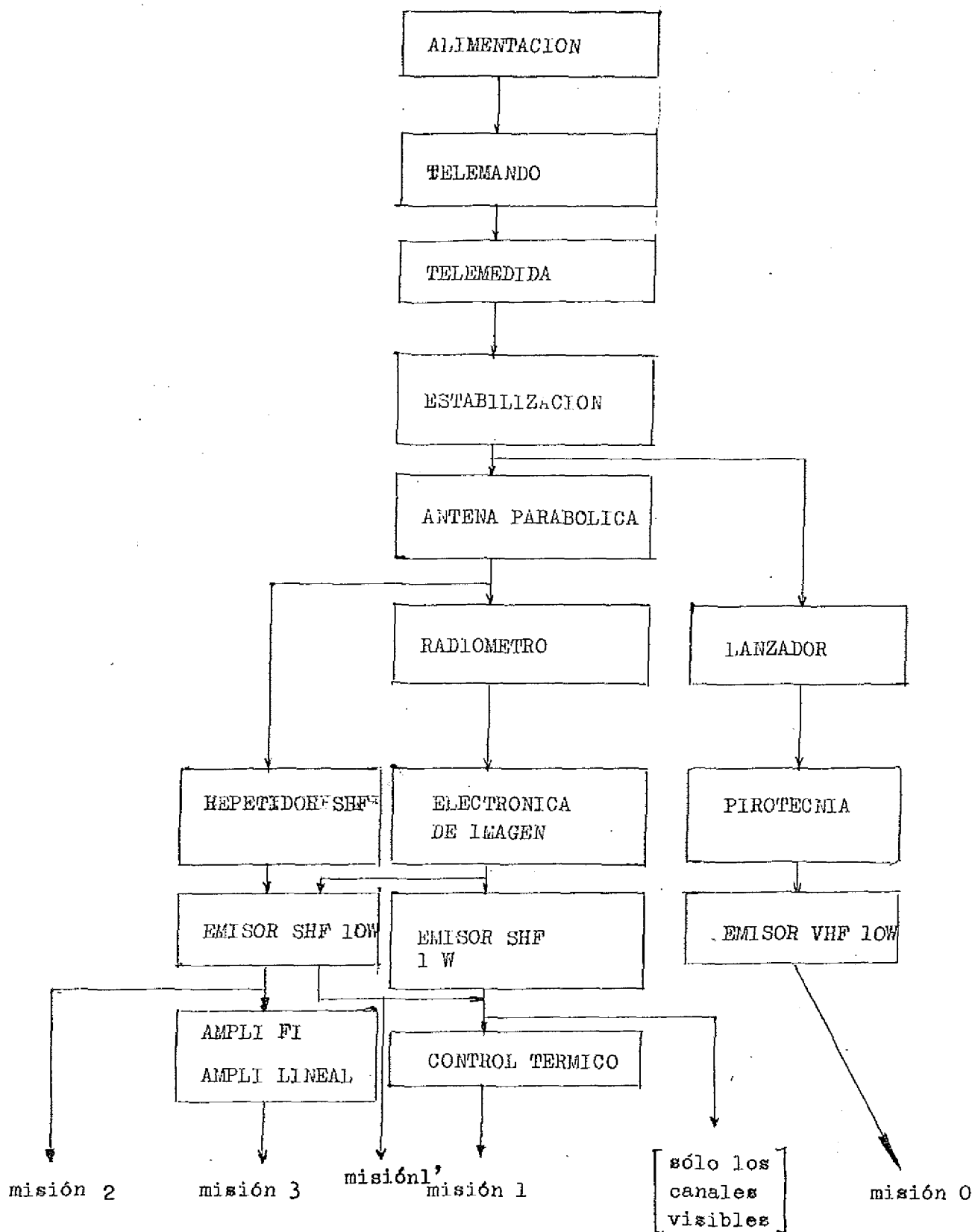


FIGURA 4.11. Diagrama de fiabilidad del sistema IMYEL

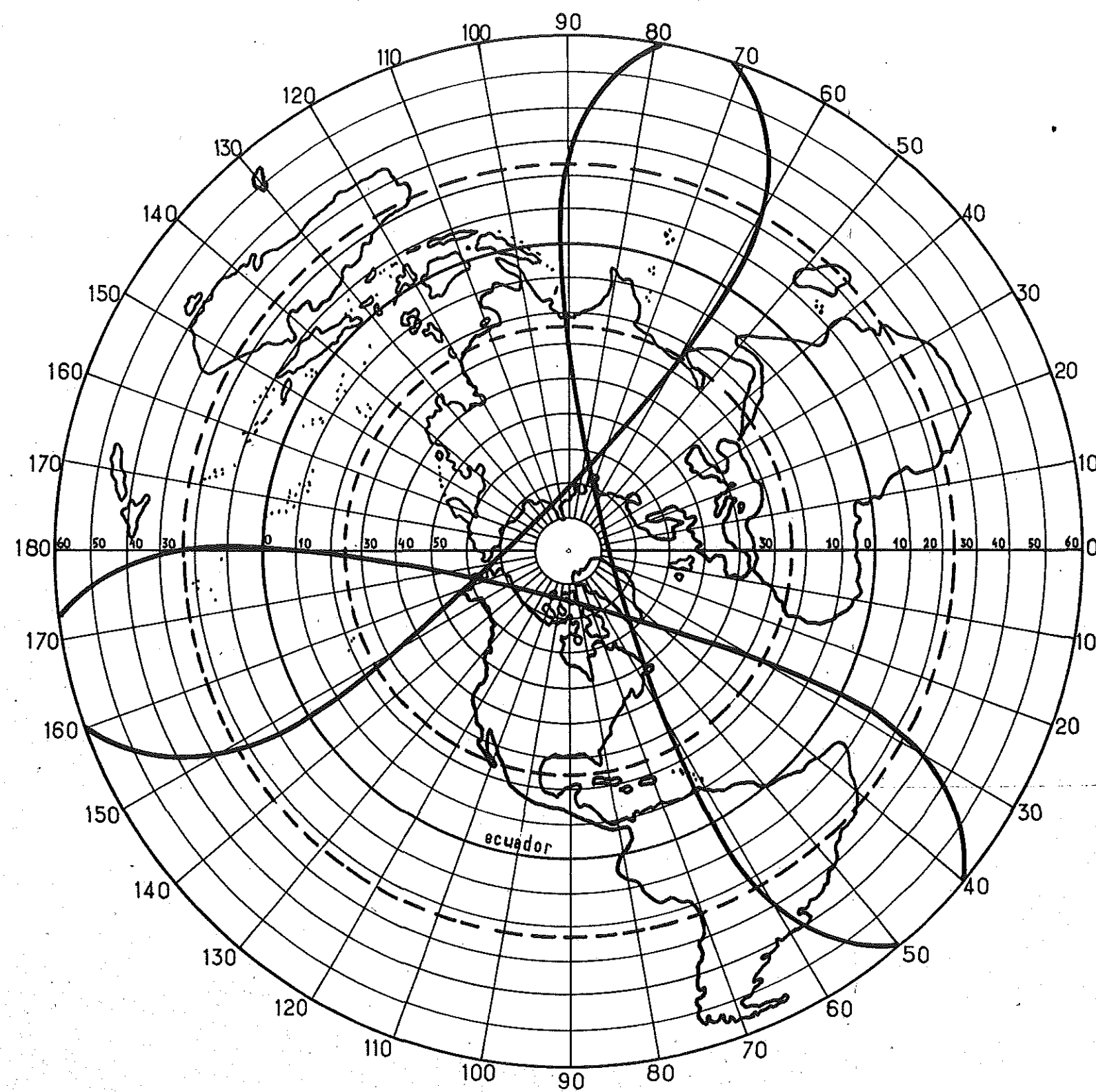


Fig.1.1 Cobertura de los tres satélites IMYEL